



III Всероссийский Форум школьников, студентов, аспирантов
и молодых ученых с международным участием
«Космическое приборостроение»

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

СБОРНИК НАУЧНЫХ ТРУДОВ

ТОМСК 2015

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
**«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»**

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

Сборник научных трудов
III Всероссийского форума
школьников, студентов, аспирантов
и молодых ученых
с международным участием

8–10 апреля 2015 г.

Томск 2015

УДК 629.78.002.5

ББК 39.66

К71

Космическое приборостроение : сборник научных трудов III Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием / Томский политехнический университет. – Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2015. – 413 с.

ISBN 978-5-4387-0555-0

Сборник посвящен теоретическим и практическим аспектам космического приборостроения. Представлен широкий круг исследований аспирантов, студентов, молодых ученых и школьников.

УДК 629.78.002.5

ББК 39.66

Редакционная коллегия

В.Н. Борилов, доктор технических наук, профессор ТПУ;
В.М. Мартемьянов, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
Т.Г. Костюченко, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
Л.Н. Белянин, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
В.С. Иванова, кандидат технических наук, доцент ТПУ;
Л.В. Тарасова, кандидат педагогических наук, доцент ТПУ;
А.Г. Иванова, ассистент ТПУ;
А.А. Кузьма, аспирант ТПУ.

*Сборник издан при финансовой поддержке РФФИ
Грант № 15-38-10045 мол_г*

ISBN 978-5-4387-0555-0

© ФГАОУ ВО НИ ТПУ, 2015

СОДЕРЖАНИЕ

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

<i>Гормаков А. Н.</i> Становление и развитие кафедры точного приборостроения Томского политехнического университета (55 лет со дня основания кафедры)	14
<i>Бориков В. Н., Рычков М. М., Капранов Б. М., Седнев Д. А., Вавилов В. П.</i> Технологии и комплексы томографического неразрушающего контроля нового поколения	21
<i>Быков В. В., Бугай Т. В.</i> Особенности выполнения компоновки силовых модулей энергопреобразующей аппаратуры с учетом влияния комплекса воздействующих факторов	30
<i>Дмитриев В. С., Батраков А. В., Бритова Ю. А., Карпенко С. О., Ким В. Л., Костюченко Т. Г., Мартемьянов В. М., Янгулов В. С., Коломейцев А. А., Смолянский В. А.</i> Проектирование малого космического аппарата	33
<i>Карпенко С. О.</i> Микроспутниковая платформа ТаблетСат: назначение и краткие технико-экономические показатели	39
<i>Карпенко С. О.</i> Центр управления и приема телеметрии и данных для малых космических аппаратов	40
<i>Малыгин Д. В., Хюнгзберг П. Г., Петров А. В.</i> Построение лазерной системы связи для наноспутника на базе платформы «Синергия»	43
<i>Подольский А. С., Ананьин А. А., Дубатов А. В.</i> Восстановление связи с потерянным спутником с помощью технологии SDR	45
<i>Шульгин Е. М.</i> Работа с молодыми специалистами (выпускниками вузов) на предприятиях оборонно-промышленного комплекса, занимающихся космической деятельностью в инновационных условиях	48

ИЗ ВОСПОМИНАНИЙ ВЫПУСКНИЦЫ КАФЕДРЫ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ И УСТРОЙСТВ ТПИ 1971 Г. ВОЛКОВОЙ (СКВОРЦОВОЙ) ГАЛИНЫ МИХАЙЛОВНЫ

Как я в один прекрасный день стала известной личностью на заводе	52
--	----

СЕКЦИЯ №1
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

<i>Аришинова А. А.</i> Природные условия планеты Сатурн	54
<i>Аюшеев М. С.</i> Проектирование маховика исполнительного органа малого космического аппарата	57
<i>Буй Дык Бьен</i> Бесконтактные двигатели постоянного тока и управление ими микросхемой LB11880	60
<i>Ву Доан Кет</i> Разработка алгоритмов определения ориентации горнопроходческого комбайна и ширины штрека	63
<i>Дамдинов Б. О.</i> Емкостные накопители энергии	67
<i>Жвырбля В. Ю.</i> Сравнительная характеристика армированных пластиков, применительно к космической отрасли	70
<i>Затонов И. А.</i> Использование двигателя-маховика для создания управляющих моментов космического аппарата	73
<i>Затонов И. А.</i> Двигатель-маховик малого космического аппарата	75
<i>Книга Е. В., Жаринов И. О.</i> Алгоритм контроля бортовой цифровой вычислительной системы	77
<i>Кодермятов Р. Э., Иванова А. Г.</i> Исследование ленточной намотки моментного двигателя	80
<i>Малыгин Д. В.</i> Методика проектирования сверхмалых космических аппаратов	82
<i>Мыцко Е. А., Прокопюк С. Ю.</i> Разработка системы управления малого космического аппарата CubeSat	84
<i>Смолянский В. А.</i> Проект студенческого малого космического аппарата	87
<i>Шангина Е. А., Патраев В. Е.</i> Формирование оптимизированных требований по надежности к перспективным космическим комплексам экспериментального назначения	91

СЕКЦИЯ №2

ЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

<i>Бояхчан А. А., Шашев Д. В.</i> Пьезоэлектрический акселерометр в космическом приборостроении	94
<i>Бояхчан А. А., Шашев Д. В.</i> Выбор материала для чувствительного элемента пьезоэлектрического акселерометра	96
<i>Вьонг Суан Чьен</i> Система электроснабжения малого космического аппарата	98
<i>Едгулов М. М.</i> Исследование многоступенчатого трансформаторного корректора коэффициента мощности	102
<i>Зорина Е. В., Аршинова А. А.</i> Исследование динамических характеристик микромеханического акселерометра	105
<i>Зорина Е. В., Аршинова А. А.</i> Слуховой имплантат МЭМС	108
<i>Исайченко В. И.</i> Аналого-цифровой преобразователь на базе “ARDUINO”	111
<i>Ло Ван Хао</i> Обработка выходного сигнала микроэлектромеханического гироскопа	113
<i>Мамытов Н. Г.</i> Мобильные роботы	116
<i>Марзоль М. Р.</i> Применение импульсной лазерной сварки для герметизации корпусов микросборок вторичных источников питания	120
<i>Науменко А. Д.</i> Математическое моделирование цифровых фильтров	121
<i>Оверчук К. В., Уваров А. А., Лежнина И. А.</i> Модификация алгоритмов обработки данных и управление аппаратными функциями портативного электрокардиографа для применения в космической индустрии	124
<i>Пакулько С. Ю.</i> Современные методы обеспечения температурной стабильности датчиков космической техники	127
<i>Плеханов М. С.</i> Экспериментальные исследования характеристик макета электродвигателя с массивным ферромагнитным ротором	130

<i>Пожарский Т. С.</i> Анализ требований к конструкции наземного гироскопического прибора системы ориентации и навигации горнопроходческого комбайна	133
<i>Разин А. В., Ахметшин Р. Г., Овчинников В. А., Скрипин А. С., Мурастов Г. В.</i> Многоканальная лазерная оптоволоконная система инициирования	135
<i>Старчак А. С., Лежнина И. А., Уваров А. А.</i> Электрокардиограф как космическое и наземное оборудование	137
<i>Татарников Е. В., Потехин М. Е.</i> Установка для снятия характеристик электрического счетчика	140
<i>Фролов Р. А., Бекасова А. Г.</i> Пружинный механизм для раскрытия подвижных узлов космического аппарата	144
<i>Щелоков Е. А., Калинин Е. С.</i> Фотоэлектронный преобразователь параметров микрометеороидных тел в околоземном пространстве	145

СЕКЦИЯ №3

НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОВРЕМЕННЫЕ КОНЦЕПЦИИ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ

<i>Андреев А. А., Шевченко В. В.</i> Диагностика работоспособности режущего инструмента на станках с ЧПУ	147
<i>Андреев А. А., Шевченко В. В.</i> Способ контроля качества режущего инструмента при обработке деталей космических приборов	150
<i>Бакланов С. В., Киселев А. С., Гордынец А. С.</i> Применение переменного тока при сварке намагниченных деталей ответственного назначения	152
<i>Барандич Е. С.</i> Влияние параметров шероховатости и режимов обработки на усталостную прочность деталей	156
<i>Берёзкина Ю. А.</i> Беспилотные летательные аппараты в России	157
<i>Заец С. С., Мороз А. В.</i> Диагностика процесса обработки концевыми фрезами на фрезерных станках с числовым программным управлением	162
<i>Коломейцев А. А.</i> Стенд для испытания системы ориентации малого космического аппарата формата CubeSat	165

<i>Маликов В. Н., Дмитриев С. Ф., Абдикенова А. Д., Филимонова А. Ю., Эккердт К. Ю.</i> Сверхминиатюрные вихретоковые преобразователи для задач неразрушающего контроля	167
<i>Маликов В. Н., Дмитриев С. Ф., Абдикенова А. Д., Сычева А. Е., Эккердт К. Ю.</i> Использование сверхминиатюрных вихретоковых преобразователей для тестирования сплавов алюминий-магний	169
<i>Малыгин Д. В., Хюнгзберг П. Г., Петров А. В.</i> О надежности межплатных соединений для сверхмалых космических аппаратов	172
<i>Ногов Д. Н.</i> Тепловизионный контроль панелей солнечных батарей и тепловых труб	173
<i>Прыгов А. Н., Зубенко А. А.</i> Экспериментальное исследование эффективности энергоотдачи солнечных батарей "CUBESAT"	175
<i>Рузанов А. В., Фёдоров Р. А.</i> Оптимизация испытания на поиск резонансных частот прибора космического аппарата с использованием программного комплекса Ansys	177
<i>Савченко С. В.</i> Метод неразрушающего контроля упругих характеристик мембран и сильфонов при помощи акустоэмиссии	181
<i>Томашук А. С., Бабченко А. В.</i> Контроль упругих элементов механо-акустическим методом	182

СЕКЦИЯ №4

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ. ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

<i>Ахунова Е. В., Коблов Н. Н.</i> Автоматический выпуск конструкторской документации в PDM-системе	185
<i>Битуева М. И.</i> Исследование частотных характеристик корпуса малого космического аппарата	187
<i>Битуева М. И.</i> Спутники формата CubeSat	190
<i>Богданова О. В., Богданов А. В., Виноградов П. С.</i> Некоторые проблемы выбора типа картографической проекции и пути их решения	193
<i>Бугаев Е. А.</i> Анализ и сравнение действующего стандарта качества электрической энергии ГОСТ Р 32144-2013 с ГОСТ Р 13109-97	195

<i>Вершинин Д. А.</i> Система термостабилизации малого космического аппарата типа CubeSat	196
<i>Гавриш М. О.</i> Имитационное моделирование производственных систем	199
<i>Коблов Н. Н., Козлов А. А.</i> Автоматизированное формирование электромонтажных чертежей в приборостроении	200
<i>Кузьма А. А.</i> Математическое моделирование статических характеристик газодинамической опоры шарового гироскопа	203
<i>Кухарев А. С., Доржиева С. Б.</i> Проектирование космических аппаратов с использованием 3D моделирования	205
<i>Латига А. С.</i> Способ автоматизированного проектирования ТП механической обработки деталей с использованием объектного представления данных	207
<i>Почухнева Е. Л., Довыденко Е. А.</i> Разработка конструкции несущего основания	209
<i>Сергиенко А. А.</i> Распознавание образов как эффективный инструментальный решения технологических задач	212
<i>Топал А. В.</i> Применение средств искусственных нейронных сетей при решении технологических задач	213
<i>Черватюк В. Д., Коблов Н. Н.</i> Создание между предприятиями единого информационного пространства технической документации	214
<i>Шевнин Е. А.</i> Наземный комплекс управления малым космическим аппаратом	216
<i>Яковлев А. В., Внуков А. А., Баландина Т. Н., Пац А. А.</i> Оценка эффективности выведения космического аппарата на заданную орбиту комбинированным методом	219

СЕКЦИЯ №5 МОЛОДЕЖЬ И КОСМОС

<i>Абдилов А. Ш., Кожебеков А., Стахан С.</i> Запуск искусственного спутника с Земли на орбиту планеты Сатурн для производства снимков его колец и поверхности с разных точек орбиты	223
---	-----

<i>Аверина А. Е.</i> Вклад писателей-фантастов XIX века в развитие идеи возможности полета человека в Космос	224
<i>Гадылбекова Н. Б., Ерболатова Г. Е.</i> Способ очистки околоземного космического пространства	227
<i>Захарова А. М.</i> Биофизические аспекты проектирования благоприятной для здоровья человека воздушной среды внутри Международной космической станции	229
<i>Ибраев Т. Б.</i> Исследование солнечной атмосферы с помощью гелиоцентрического спутника за счет гравитационных маневров	232
<i>Иванова А. А.</i> Отражение Космоса в живописи	235
<i>Каминский Ю. К., Лупачев Р. А., Федоров И. Д.</i> Экспериментальное исследование поведения бесснежного льда при взрывном нагружении	237
<i>Крапивец И. В., Свирина Е. А.</i> Освоение человеком космического пространства: растения в Космосе	239
<i>Леонтьева С. А., Хисматуллина Т. С.</i> Использование электрических ионных двигателей для выведения космических аппаратов на геостационарную орбиту	244
<i>Маринин В. С.</i> Будущее уже наступило	245
<i>Сушкова К. Д., Мустакимова Р. Р.</i> Существуют ли инопланетяне?	246
<i>Павловский В. В.</i> Экспериментальное исследование состояния заснеженного ледяного покрова весной 2015	250
<i>Потапова Е. Н., Барженова О. Д., Примаков А. С., Трофимов А. А.</i> Экспериментальное исследование известняка при взрывном нагружении	252
<i>Савостиков В. В., Фролов М. М.</i> Мини-обсерватория	254
<i>Соболевский И. С.</i> Горизонт событий	255
<i>Сулакишина Е. С.</i> Искусственные спутники Земли и прогноз погоды	258

<i>Турсанов А. С., Бигазина Д. А.</i> Один из возможных способов возврата отработанных наноспутников на Землю	261
<i>Урмачеев И. Р., Клименко Г. А., Фильченко М. А.</i> Экспериментальное исследование взрывного нагружения заснеженного ледяного покрова зарядом эмульсионного ВВ	263
<i>Чуржакова Д. В., Мосунова Т. Н., Еремеева М. Э., Марков В. Н., Подгорный И. В., Сиротин Г. Я.</i> Создание 3D модели спутника	265
<i>Шаврак Д. Е., Скориков И. И., Тараканец Е. А.</i> Космический отель	267

СЕКЦИЯ №6 SPACE INSTRUMENT MAKING

<i>Ananyeva E. S.</i> Microarc Oxidation	268
<i>Apotin V. S.</i> Ring Laser Gyroscope and Their Uses	271
<i>Baklanov S. V., Kiselev A. S., Gordynets A. S.</i> Application of Alternate Current for the Welding of Magnetized Details for Special Directs	275
<i>Bekasova A. G.</i> Material Processing in Space	278
<i>Beryozkina Y. A., Ivanova V. S.</i> An Unmanned Aerial Vehicle System for Detecting Roof's Leakage	281
<i>Beryozkina Y. A.</i> Unmanned Aerial Vehicles on the World Market	283
<i>Bui Duc Bien</i> The Influence of Cosmic Factors on Spacecraft	287
<i>Bui Duc Bien</i> Brushless Direct Current Motor and its Control	289
<i>Dmitriev S. F., Malikov V. N., Sagalakov A. M., Abdikenova A. D., Filimonova A. U.</i> Subminiature Eddy Current Transducers for Studying of the titanium slabs weld seams	293
<i>Druzhinin K. P., Isaeva D. V.</i> Global Navigation Satellite System	295
<i>Frolov R. A.</i> Ceramics Material in Space	297

<i>Galkina P. V., Tarasova L. V.</i> Die Nanosatelliten	299
<i>Gornostaev A. A., Fedotov D. V.</i> Test Spacecraft	301
<i>Grebenschtschikow D. O.</i> Die Exoplaneten und Forschungswichtigkeit der anderen Planeten	303
<i>Grigoriev M. G., Linhoboev B. S., Avdeeva D. K.</i> Heart Condition Imaging with the Help of Hardware and Software Complex Based on the Cardiographic Equipment on Nanosensors	305
<i>Haidukova V. M.</i> Der Weltraummüll	308
<i>Hudeeva K. A.</i> Weltraum-Mikrobiologie	310
<i>Indygasheva N. S.</i> Refractory Materials for Space Power Systems	313
<i>Isaychenko V. I.</i> Methods and Technologies for Crafting of Printed Circuit Boards which Works in Space	316
<i>Kalaeva D. S., Nikolskaya Y. V.</i> Quality in the Space Instrument	318
<i>Kirov I. V.</i> Linde's Chaotic Inflation model of the Universe	319
<i>Kolomeytsev A. A.</i> Alexei Leonov. Half a Century since the First Spacewalk of Human	322
<i>Krotova A.V.</i> Oxygen Supply on a Spaceship	325
<i>Kuzma A. A.</i> Estimation of the Gas-Dynamic Bearing Static Characteristics for Ball Gyroscope	328
<i>Kuznecov M. A.</i> Welding in Space Conditions	330
<i>Kytmanov Y. A., Kostina V. V.</i> Spacecraft Mars Odyssey	332
<i>Lo Van Hao</i> Design of MEMS Vibratory Gyroscopes	335
<i>Lozhkova K. A.</i> Welding in Space	338

<i>Lyapunova M. V.</i> Intermetallics in Space instrument making	341
<i>Madyev S. A.</i> First Artificial Earth satellite	343
<i>Malikov V. N., Dmitriev S. F., Musienko N. P., Abdikenova A. D., Sicheva A. E.</i> Lyapunov and Structural Instability in Simulation Problems of Amorphous Metals	345
<i>Marenkova E. V.</i> Kosmos ist nicht nur für die Profis	347
<i>Nosova E. V., Aristov A. A.</i> The Study of the Coagulation Process in Droplet Samples of Bioliquids	350
<i>Overchuk K. V., Uvarov A. A., Lezhnina I. A.</i> Modification of the Algorithm Processing and Control Hardware Functions in the Portable Electrocardiograph for Use in Space Industry	353
<i>Ovsyannikova N. A.</i> Neuer Raketentreibstoff aus Aluminium und Wasser dank Nanotechnologie	355
<i>Polushko D. A., Kiseleva M. S.</i> The International Space Station	356
<i>Potekhin M. E.</i> Titanium in Spacecraft	357
<i>Pozharskiy T. S.</i> Active Orientation Systems, Stabilization of Artificial Satellites	360
<i>Puschkarev M. S.</i> Schlagsdämpfer	363
<i>Razumova A. A.</i> Das Raumfahrzeug "Cassini-Huygens"	366
<i>Salaybaev T. K.</i> Precious Metals in Space	368
<i>Samodurov I. N.</i> Insulation Systems in Spacecraft	370
<i>Semenchuk V. M.</i> Joining of Aluminum Alloys with Friction Stir Welding Method	373
<i>Shabalin R. V.</i> Welding in Space Conditions	374
<i>Schatalov E. V.</i> Fräser mit optimierter Geometrie für die luft- und Raumfahrt	375

<i>Shemyakin A. N.</i> Smart Materials in Space Instrumentation	377
<i>Shevnin E. A.</i> Colonization of the Moon. Myth or Reality?	379
<i>Shigin G. V.</i> Thermoplastic Composites in Space	382
<i>Shkuratov A. V.</i> Current Regulator with Compensation Circuit Current in the Primary Pulse Converter	385
<i>Starchak A. S.</i> Electrocardiograph as a Space and Ground Support Equipment	386
<i>Stasevsky V. I.</i> 3D Modeling Elements of Devices for Space Application	389
<i>Stasevsky V. I.</i> Structural and Thermal Analysis of Carbon Composite Body of the Satellite	391
<i>Matej Straka</i> Comparison of Attitude Determination Methods for CubeSat	394
<i>Sysoeva N. V.</i> Satellite Navigation	398
<i>Tarakanets E. A.</i> Mars Colonization Problems	399
<i>Tatarnikov E. V.</i> Antifriction Materials in Aerospace Instrument Making	402
<i>Vershinin D. A.</i> Small Satellite	404
<i>Vuong Xuan Chien</i> Orientation and Navigation Device in Ancient Time	407
<i>Vyatkin M. F., Yamnich Y. I.</i> Requirements for Life-Sustaining Activity in Space Vehicles	409
<i>Zakharov M. G.</i> Das Projekt "Mars One"	411

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

Становление и развитие кафедры точного приборостроения Томского политехнического университета (55 лет со дня основания кафедры)

Гормаков А.Н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет,
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: gormakov@tpu.ru

В шестидесятых годах прошлого столетия руководство СССР, стремясь ликвидировать отставание от США и других стран Запада в авиации, ракетостроении, разработке и производстве ядерного оружия, приняло решение о создании целого ряда научно-исследовательских институтов и конструкторских бюро, а также о строительстве большого числа новых заводов. С целью кадрового обеспечения указанных предприятий в ряде ведущих вузов страны были организованы новые кафедры и начата подготовка специалистов по новым специальностям. В 1959 году министром высшего образования СССР был подписан приказ об открытии в Томском политехническом институте специальности «Гирскопические приборы и устройства» и в том же году был осуществлен набор студентов на 1 курс по специальности, причем сразу в количестве трех групп. Летом 1960 года была образована кафедра с одноименным названием [1]. Кафедра готовила инженеров по приборам ориентации, навигации и гироскопической стабилизации, составляющих основу системы управления любого подвижного объекта – самолета, ракеты, надводного и подводного корабля, искусственного спутника Земли и т.д.



Главная роль в создании и становлении кафедры принадлежит Копытову В.И. [2], ныне – д.т.н., профессору кафедры, заслуженному профессору ТПУ, члену-корреспонденту АН Высшей школы, почетному работнику Высшей школы. Ему удалось сформировать коллектив, который за короткий срок оснастил кафедру необходимым учебно-лабораторным оборудованием, наладил учебный процесс по новой специальности и при этом выполнял значительный объем хозяйственных НИР и осуществлял подготовку научных кадров.

Далее перечислены основные вехи в истории и этапы в развитии кафедры точного приборостроения.

1961 год. Срочно нужны гироскопические приборы и другое оборудование для оснащения лабораторий. Проблема решалась благодаря безвозмездной помощи заводов отрасли, для которых готовились специалисты, а также воинских частей, ремонтных заводов военно-воздушных сил и ремонтных баз военно-морского флота министерства обороны, располагающих такой техникой. К работе были привлечены преподаватели, лаборанты, студенты специальности. Результаты своей работы студенты оформляли в виде курсовых проектов. Количество приборов было столь велико, что каждому студенту разрешалось разобрать прибор «до винтика», чтобы досконально изучить его конструкцию.

1962-1963 годы. Пришло время чтения специальных дисциплин первым студентам специальности, но своих опытных лекторов еще нет. В этих условиях большую помощь оказала родственная кафедра Ленинградского института авиационного приборостроения во главе с профессором В.А. Павловым. Лекции первому потоку прочитал сам В.А. Павлов (теория гироскопа и гироскопических приборов), а также ведущие преподаватели ЛИАПа: доцент Катрушенко Н.П. (аэродинамика и динамика полета) и доцент Хованский Ю.М. (стабилизация летательных аппаратов и автопилоты), д.т.н., профессор Поньрко С.А.

1965 год. Заведующему кафедрой Копытову В.И. пришла мысль, что было бы эффективней проводить лабораторные работы по авиационным приборам и конструкции летательных аппаратов на реальном объекте, например, самолете. Завязалась переписка с минобороны и штабом СибВО. И вот институт получил вполне исправный истребитель МИГ-15. Силами кафедры самолет был установлен в машинном зале (ныне ауд. 104) 4-го учебного корпуса и в течение нескольких лет использовался при проведении лабораторных работ. При этом у самолета были приведены в действие системы электроснабжения, управления и гидросистема, включая гидроцилиндры шасси и задних тормозных щитков (вооружение было снято). Основной объем работ по запуску бортовых систем в действие был выполнен ассистентом Н.Н. Поповым и студентом Л.Н. Беляниным.

1968 год. На кафедре начаты работы по автоматической электронно-лучевой балансировке роторов малогабаритных гироскопов. Было разработано и изготовлено электронное устройство управления двухлучевой автоматической электронно-лучевой балансировочной машины и проведены пробные балансировки. По тематике указанных работ были успешно защищены три кандидатские диссертации (аспиранты Разников П.Я., Белянин Л.Н., Свендровский А.Р.). Руководитель – доцент В.И. Копытов.

1971 год. Заключен крупный многолетний хоздоговор по созданию трехступенного моделирующего стенда на полезную нагрузку до 100 кг, предназначенного для исследования и испытания систем управления искусственных спутников Земли и космических станций [3]. Научный руководитель – доцент Ю.М. Камашев, ответственные исполнители – доценты М.П. Шумский, А.А. Чапкович, А.И. Студеникин. В 1976 году стенд ДМС-3 был сдан заказчику в Томске, демонтирован и самолетом доставлен на предприятие. В дальнейшем по заказам заинтересованных предприятий по нашей документации была выпущена малая серия таких стендов. Большой вклад в разработку стенда внесли молодые специалисты А.Н. Гормаков, В.Я. Скорых, И.В. Слащев. По результатам выполнения указанного хоздоговора и последующих работ по данному направлению кандидатские диссертации защитили: В.Я. Скорых, А.Н. Гормаков, И.Г. Губин, В.И. Ветренко, И.В. Слащев.

1973 год. Многолетние исследования по влиянию вибрации на поведение гироскопических приборов и систем, проводимые заведующим кафедрой доцентом В.И. Копытовым завершились успешной защитой им докторской диссертации. В течение длительного времени это направление, возглавляемое В.И. Копытовым, было на кафедре основным. По данной тематике в разное время защитили кандидатские диссертации аспиранты: В.П. Нестеренко, Т.Г. Нестеренко, Л.Б. Гурин, В.М. Мартемьянов, С.А. Мартынов, О.Б. Шамина, В.С. Иванова, А.В. Глазачев (в дальнейшем – сотрудники кафедры), а также выпускники кафедры, аспиранты-заочники с промышленных предприятий К.В. Калинин и Е.Л. Рягузов.

1986 год. Кафедра включилась в работу по комплексной территориально-отраслевой научно-технической программе «Нефть и газ» Томской области, сформированной под эгидой Томского обкома КПСС. Коллектив в составе нескольких человек (научный руководитель – доцент Л.Н. Белянин, ответственный исполнитель – В.М. Мартемьянов) взялся за решение очень актуальной и сложной проблемы – создание отечественного гироскопического инклинометра для определения траектории глубоких наклонно-направленных скважин.

1987 год. Начало работы кафедры по программе целевой интенсивной подготовки специалистов (ЦИПС). К этому времени кафедра располагала высококвалифицированными преподавателями (все преподаватели имели ученые степени и звания), лабораториями, оснащенными современным оборудованием. К этому следует добавить тесную связь с предприятиями – потребителями специалистов, оказывавшими помощь приборами и оборудованием, предоставлявшими места для прохождения практик, и проявлявшими непосредственную заинтересованность в результатах ЦИПС. ЦИПС в сочетании с удлинённым сроком обучения (5 лет 6 месяцев) обеспечивала высокий уровень подготовки.

1991 год. Создано и изготовлено два экспериментальных образца комплекса гироскопического инклинометра ИГН1-80/60-А и успешно проведены их скважинные

испытания. В 1993 г. эти комплексы были внедрены в опытно-промышленную эксплуатацию в АООТ «Томскнефтегеофизика» и АООТ «Нижевартовскнефтегеофизика». Эта разработка кафедры является ярким примером конверсии, когда достижения авиационной и ракетно-космической отраслей использовались для решения народнохозяйственных задач.

1992 год. В жизни кафедры произошли значимые события. В связи с конверсией в оборонной промышленности в стране, снижением, потребности в специалистах по навигационной и гироскопической технике приказом ректора ТПИ № 30/од от 9.03.92 был прекращен набор на специальность 18.12 - Гироскопические приборы и системы и открыта специальность 19.01 – Приборостроение. Кафедра сменила свое название на кафедру точного приборостроения и была переведена с факультета автоматики и электромеханики на электрофизический факультет. На ЭФФ началась подготовка специалистов по направлению Приборостроение, в состав которого вошли три специальности: «Приборостроение», «Приборы и методы контроля качества» и «Информационно-измерительная техника и технологии».

На кафедре было образовано малое государственное предприятие (МГП) «Точприбор», соучредителем которого был ТПУ. Крупной разработкой этого предприятия стал автоматизированный комплекс для измерения уровня сыпучих и кусковых материалов в бункерах-накопителях фабрик по обогащению энергетического угля. Заказчиком выступило предприятие «Сибкон» (г. Мыски, Кемеровской области). Стадия НИР по теме выполнена в порядке хоздоговора (научный руководитель – Профессор В.И. Копытов, отв. исполнитель С.А. Мартынов, ведущие разработчики - А.Н. Голиков и А.В. Фролов). После успешных испытаний макетного образца было принято решение о разработке полного комплекта конструкторской документации и изготовлении комплекса из пульта управления и 12 измерителей - по числу бункеров-накопителей. В группе исполнителей этой работы были: зав. лабораторией В.А. Петрухин, научный сотрудник А.Н. Голиков, инженер А.В. Фролов, доцент А.Н. Гормаков. В 1993 г. началась опытная эксплуатация комплекса, которая показала правильность основных решений, заложенных в конструкцию комплекса. Вместе с тем, большие трудозатраты на техническое обслуживание и ремонт комплекса вынудили руководство «Сибкона» перейти на ультразвуковые методы измерения.

1993 год. В России начался переход на уровневую систему подготовки специалистов. Кафедра ТПС одна из первых в ТПУ перешла на новую многоуровневую систему подготовки. Это потребовало значительной перестройки учебного процесса: переход на новые учебные планы, освоение новых дисциплин, создание новых учебных лабораторий и реконструкции существующих, написание учебных и методических пособий.

1994 год. Создана научно-производственная фирма «РИПОС», директором которой был доцент Л.Н. Белянин. Предприятие просуществовало 10 лет и в основном выполняло работы, связанные с производством и сервисным техническим обслуживанием, разработанных на кафедре и находящихся в эксплуатации инклинометрических приборов и систем.

1998 год. Заведующим кафедрой избран В.С. Дмитриев – д.т.н., главный научный сотрудник НПЦ «Полус», действительный член Международной академии навигации и управления движением, выпускник кафедры 1968 года. Являясь специалистом в области разработки электромеханических устройств систем ориентации и стабилизации космических аппаратов (этим проблемам была посвящена его докторская диссертация), он свои организаторские способности направил на компьютеризацию учебного процесса на кафедре.



1999 год. Начаты работы по созданию скважинного модуля ориентации сейсмоприемников (научный руководитель Л.Н. Белянин). За короткий срок были разработаны: теория, включая алгоритмы обработки информации; полный комплект

конструкторской документации; изготовлены, испытаны и переданы заказчику – институту геофизики СО РАН три экземпляра прибора с необходимым метрологическим обеспечением.

2001-2003 годы. По заданию ФГУП НПО «Полус» в порядке хоздоговора была выполнена разработка математической конечно-элементной модели и проведен механический анализ электромеханического исполнительного органа системы ориентации космического аппарата. Научный руководитель – профессор В.С. Дмитриев, ответственный исполнитель – доцент Т.Г. Костюченко. Был освоен и успешно применен численный способ расчета, основанный на методе конечных элементов, реализованном в программном продукте ANSYS.

2004 год. 28-29 сентября проведена Российская научно-техническая конференция «Научно-технические проблемы приборостроения и машиностроения»

2007-2009 годы. По заказу ОАО «Сургутнефтегаз» на кафедре под руководством А.Н. Голикова были проведены исследования и разработана конструкторская документация на немагнитную наклонно-поворотную установку УНП-3 для поверки и калибровки скважинных инклинометрических систем массой до 100 кг. В 2011 г. первая установка УНП-3, изготовленная ОАО «ОСКБП» была внедрена в эксплуатацию в Талаканской экспедиции геофизических работ ОАО «Сургутнефтегаз». Установка обладает уникальными метрологическими характеристиками при сроке службы не менее 6 лет. В исследованиях и разработке установки УНП-3 принимали участие доценты А.Н. Гормаков, И.А. Плотников, Т.Г. Костюченко и студенты кафедры. Объем работ составил 900 тысяч рублей.

2009 год. Под руководством доцента Нестеренко Т.Г. начались интенсивные работы в области исследования, разработки и проектирования микромеханических инерциальных датчиков повышенной точности и информативности для систем ориентации и навигации транспортных средств. В течение последних шести лет эти работы имеют постоянное финансирование по госконтрактам (ФЦП кадры, ФЦП по приоритетным направлениям). Общая сумма заработанных средств за последние пять лет превысила 5 млн. рублей. Заметный вклад в развитии этого направления вносят аспиранты Барбин Е.С. и Коледа А.Н.

2009-2010 годы. Под руководством Янгудова В.С. в рамках госконтрактов проведены поисковые научно-исследовательские работы по теме «Исследование и разработка передач волновых редукторов для космических аппаратов» по направлению «Космические системы». Общий объем работ составил 2,5 млн. рублей.

2010-2014 годы. Ежегодно под руководством Голикова А.Н. и Белянина Л.Н. в рамках хоздоговоров с геофизическими предприятиями Ханты-Мансийского, Ямало-ненецкого национальных округов и Томской области выполняются работы по метрологическому обеспечению магнитометрических и гироскопических скважинных систем ориентации. Общий объем работ за последние 5 лет составил более 2 млн. рублей.

2011 год. На должность заведующего кафедрой точного приборостроения назначен, а затем и избран по конкурсу к.т.н., доцент Бороков Валерий Николаевич. В марте 2012 г. Бороков В.Н. успешно защитил докторскую диссертацию по теме «Методы и средства измерений электрических параметров процесса формирования покрытий при импульсном энергетическом воздействии в растворах».

Особое внимание Валерий Николаевич уделяет научно-исследовательской работе студентов, трудоустройству выпускников кафедры.

2012 год. Образовательные программы подготовки бакалавров и магистров по направлению 200100 – Приборостроение в целом и профили подготовки бакалавров «Приборостроение», магистров «Системы ориентации, навигации и стабилизации», которые обеспечивает кафедра точного приборостроения, успешно прошли аккредитацию центром аккредитации Ассоциации инженерного образования России (АИОР) и Европейской ассоциацией «EUR-ACE» сроком на 5 лет.. Сертификаты подтверждают высокий уровень



методического, материально-технического и кадрового обеспечения образовательных программ.

2012 год. С целью внедрения в учебный процесс проектно-ориентированного метода обучения в учебные планы введена дисциплина «Творческий проект» на 1,2 курсах и «Учебно-исследовательская работа» (УИРС) на 3, 4 курсах. Основная задача этих дисциплин – развить у студентов интерес к созданию новой техники еще на младших курсах. Студенты объединяются в группы от 2-3 до 5 человек. Выбирают интересную для группы тему и в течение семестра разрабатывают проект и реализуют его в «металле». В качестве удачного примера творческого проекта можно привести «Квадрокоптер» (руководитель Борилов В.Н.), разработанного и построенного в осеннем семестре 2014/2012 уч. г. студентами 2 го курса. Радиоуправляемый квадрокоптер активно используется в во всех мероприятиях, проводимых кафедрой с абитуриентами. Для воплощения своих замыслов студентам младших курсов приходится осваивать многие вопросы из дисциплин, которые преподаются на старших курсах. В таких условиях особая роль лежит на руководителе проекта, который должен обладать многими компетенциями, в том числе и организаторскими.

2012-2013 годы. В рамках хоздоговоров с ООО «ТомскГАЗПРОМгеофизика» были проведены исследования и разработана конструкторская документация на установку для проверки магнитометров инклинометров, научный руководитель доцент А.Н. Гормаков, ответственный исполнитель И.А. Ульянов. Установка прошла успешную проверку в условиях месторождения. В настоящее время завершается изготовление опытного образца установки. Аспирантом кафедры Голодных Е.В. под руководством зав. каф. Борилова В.Н. проведены исследования, разработана конструкторская документация и изготовлен макетный образец устройства для контроля положения ствола горизонтальной скважины.

2013 год. Под руководством доцента Белянина Л.Н. в рамках хоздоговора с ООО «Научно-производственная фирма «Автоматика» выполнена научно-исследовательская работа «Поиск путей создания системы навигации горнопроходческого комбайна».

2013 год. Барбин Е.С., аспирант кафедры стал победителем программы «Умник молодежного научно-инновационного конкурса («УМНИК»)), реализуемой фондом содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере (фонд И.М. Бортника), по теме «Разработка мультисенсорной микромеханической системы измерения ускорений и угловых скоростей объекта» (договор № 0828ГУ1/2013 от 28.11.2013). В 2014 году освоено 200 тысяч рублей, на 2015 запланировано освоить 200 тысяч рублей.

2013 год. Проведен первый форум школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение». В рамках форума работало 6 секций, представлено 130 докладов. Форум проведен при финансовой поддержке (250 тыс. руб.) РФФИ Грант №13-08-06803-мол-г.

2014 год. Иванова А. Г. аспирант и ассистент кафедры выиграла в конкурсе индивидуальные гранты:

1. Грант РФФИ 14-08-31068 мол_а. «Разработка ленточного моментного двигателя и исследование его электрических и магнитных характеристик», 2014 г. - 400000 руб.

2. Победитель конкурса «УМНИК». Договор № 3747 ГУ2/2014 от 14.10.2014 г. «Разработка моментного двигателя с ленточным элементом» - 100000 руб.

2014 год. Проведен второй форум школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение». В рамках форума работало 7 секций, представлено 127 докладов. Форум проведен при финансовой поддержке (350 тыс. руб.) РФФИ Грант №14-08-06801-мол_г_1.

2014 год. В апреле в составе официального сайта Томского политехнического университета начинает работу виртуальное конструкторское бюро (ВКБ). Руководитель ВКБ, д.т.н., профессор В.С. Дмитриев. В разработке и поддержании сайта в актуальном состоянии активное участие принимают доцент Костюченко Т.Г., студенты Коломейцев А.А.. Основной задачей ВКБ является привлечение молодежи (школьников, студентов, молодых ученых) к решению проблем освоения космоса, привлечение всех заинтересованных лиц к

разработке студенческого спутника ТПУ. Студенческий спутник планируется запустить на земную орбиту к 120-летию ТПУ в 2016 г.

2015 год. Проводится третий форум школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение». Представлено более 130 докладов. Форум проводится при финансовой поддержке (350 тыс. руб.) РФФИ, грант № 15-38-10045 мол_г.

Основную работу по получению финансирования РФФИ, формированию программы, созданию сайта форума, организации мероприятий и подготовке к изданию трудов форумов 2013 и 2014 г.г. выполнила аспирант кафедры ТПС Иванова А. Г. В подготовке форума 2015 г. активное участие принимает аспирантка 1 года обучения Кузьма А.А.

Научно-исследовательская работа

За последние 6 лет преподавателями кафедры издано 15 учебных пособий, 4 монографии, опубликовано 92 статьи и 11 тезисов в рецензируемых журналах. На международных конференциях сделано 163 доклада, на всероссийских конференциях - 178 докладов, региональных – 29 докладов. Получен 21 патент РФ на изобретения и полезные модели. Наиболее активные изобретатели кафедры: Нестеренко Т.Г., Коледа А.Н., Барбин Е.С., Гормаков А.Н., Мартемьянов В.М., Иванова А.Г., Янгулов В.С.

Студенты кафедры имеют возможности широкого выбора мест прохождения производственных и преддипломных практик. Это предприятия Санкт-Петербурга, Протвино, Снежинска, Бердска, Новосибирска, Каменска-Уральского, Томска, Улан-Удэ и др.

В распоряжении студентов и преподавателей кафедры один мобильный и два стационарных и компьютерных класса с 36 компьютерами и лицензионным программным обеспечением. Четыре аудитории (206, 210, 211, 105) кафедры оснащены мультимедийными комплексами (компьютер, экран, проектор или телевизионная панель). Все преподаватели, аспиранты и сотрудники кафедры имеют персональные компьютеры. Аспиранты Барбин Е.С. и Коледа А.Н. работают на мощных вычислительных комплексах, позволяющих решать сложные задачи проектирования и анализа микроэлектромеханических систем. Все компьютеры имеют выход в интернет.

В ближайшие годы планируется оснастить лаборатории кафедры современными средствами измерения и технологическим оборудованием.

В последние четыре года для проведения занятий со студентами в порядке внешнего совместительства привлекаются представители работодателей: Коблов Н.Н., к.т.н., начальник лаборатории НПЦ «Полус», специалист в области автоматизации проектирования РЭА, Бритова Ю.А., к.т.н., с.н.с. НПЦ «Полус», Осипов О.С., к.ф.-м.н., специалист в области программирования и др. Они читают лекции, ведут практические и лабораторные занятия, руководят выпускными квалификационными работами.

Кафедра достаточно активно и результативно осуществляет международную деятельность. Кафедра сотрудничает с Фраунхоферским институтом г. Саарбрюкен, выполнен международный договор на сумму 800000 руб. Между Томским политехническим университетом и Техническим университетом г. Дармштадт заключен меморандум о сотрудничестве в области проведения научных работ и студенческих обменов.

Битуева М.И. обучалась семестр в Техническом университете г. Брно (Чешская Республика). Шигин Г.В. прошел языковую школу в техническом университете г. Дрезден в июле 2013 г. Шемякин А.Н. посетил школу «Актуальные вопросы изучения английского языка в ВУЗах неязыкового профиля» в Белорусском национальном техническом университете.

Иванова А.Г., аспирант кафедры точного приборостроения ИНК по программе академического обмена с целью проведения научных исследований по теме кандидатской диссертации работала в Чешском техническом университете (Чехия, г.Прага). В результате стажировки было достигнуто соглашение о подготовке PhD диссертации.

Аспиранты Коледа А.Н. и Барбин Е.С. прошли обучение в университет Тахоку, Япония по микроэлектромеханическим системам, где был набран материал для написания кандидатских диссертаций, связанный с технологией изготовления и методикой моделирования микроэлектромеханических систем и изготовлены экспериментальные образцы.

В рамках форума «Космическое приборостроение» были организованы связи с фирмой D-Wave, Канада, г. Торонто по вопросам проектирования квантового компьютера.

Среди публикаций за последние два года в зарубежных изданиях опубликовано 8 статей сотрудников кафедры и тезисов в сборниках конференций.

В период с **2009 по 2015 г.г.** на кафедре прошли или проходят обучение иностранные студенты из Вьетнама (Нгуен Чонг Иен, Ву Доан Кет, Буй Дык Бьен, Вьонг Суан Чьен, Ло Ван Хао, Ле Чунг Зунг) и стран СНГ.

Сотрудники и студенты встречают 55-летний юбилей кафедры точного приборостроения делами и достижениями, направленными на дальнейшее динамичное развитие и процветание родной кафедры.



Список литературы:

1. Белянин Л.Н. Кафедра точного приборостроения Томского политехнического университета. 50 лет подготовки приборостроителей / Под редакцией В.И. Копытова – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2010, - 97 с.

2. Гормаков А.Н. Вклад кафедры точного приборостроения в разработку новой космической техники и подготовку специалистов для космической отрасли // Труды форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение». Томск 10-12 апреля 2013 – с. 21 -15.

3. Гормаков А.Н. Ученый, педагог, организатор подготовки инженеров (к 85-летию со дня рождения профессора В.И. Копытова) // Труды II Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение». Томск 10-12 апреля 2014 – с. 44 - 49.

Технологии и комплексы томографического неразрушающего контроля нового поколения

Бориков В.Н., Рычков М.М., Капранов Б.М., Седнев Д.А., Вавилов В.П.
Национальный исследовательский Томский политехнический университет,
Институт неразрушающего контроля
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: borikov@tpu.ru

В настоящее время одним из направлений деятельности Института неразрушающего контроля Томского политехнического университета (ИНК ТПУ) является проведение фундаментальных и прикладных исследований в области промышленной томографии. В результате выполнения данных исследований были разработаны прототипы четырех томографов: томограф для крупногабаритных объектов, микротомограф высокого разрешения, ультразвуковой томограф для контроля объектов сложной формы и тепловой томограф.

1. Томограф для контроля средних и крупных изделий с техническими характеристиками:

- пространственное разрешение, мкм	100
- источники излучения	рентгеновский аппарат с максимальным анодным напряжением до 450 кВ, бетатрон МИБ-7
- регулируемое анодное напряжение, кВ	15 ÷ 7000
- размер фокусного пятна, мм	0,3
- максимальные габаритные размеры исследуемого объекта, мм	1500x1500x1000
- максимальная масса исследуемого объекта, кг	1500
- максимальная просвечиваемая толщина по стали, мм	220
- типы цифрового детектора	плоская панель и линейный
- получение информации в виде 2D и 3D изображения	
-цифровая обработка изображений: подавление шумов, цифровая фильтрация; контрастирование; арифметические операции с изображениями; «склейка» изображений; выделение контуров, объёмов, зон интереса;	

В рамках развиваемого направления ИНК ТПУ может предложить:

- Поставку, отладку, сервисное обслуживание разработанного оборудования;
- Обучение и аттестацию персонала по работе с оборудованием;
- Оказание услуг в области томографического контроля на имеющемся оборудовании;
- Разработку и поставку специализированных томографических комплексов с использованием радиационных, тепловых, электромагнитных, ультразвуковых полей;
- Разработку методик томографического контроля объектов, работающих в особых условиях.

2. Микротомограф высокого разрешения

1. Рентгеновский источник – 40 ÷ 150 kV, 100 µA, фокус <10 мкм.
2. Детектор – FlatPanel 4096×4096 (40 х 40 см.) пикселей, 16 bit, с защитным волоконно-оптическим окном из свинцового стекла.
3. Максимальная просвечиваемая толщина:
 - сталь – 10 мм;
 - алюминий – 400 мм;
 - пластики – 100 мм.

4. Максимальный размер объекта:

диаметр – 100 мм;

поперечные размеры – 100×100 мм.

5. Перемещение объекта по двум координатам – 0 ÷ 200 мм: точность позиционирования – 0,1 мкм. Вращение с погрешностью 0,001 градуса

6. Реконструкция:

- модифицированный алгоритм Фелдкампа;

- поле реконструкции – 1024×1024 пикселей;

- разрядность изображения – 16 bit;

- количество проекций – 180 и более;

- толщина реконструированного сечения – 10 мкм;

- шаг сечений – 10 мкм и более;

- время набора 180 проекций – 12 минут;

- время реконструкции – 45 сек.

7. Обработка:

- цифровая обработка изображений: подавление шумов; цифровая фильтрация; контрастирование; арифметические операции с изображениями; «склейка» изображений; выделение контуров, объёмов, зон интереса;

- 2D/3D анализ изображений;

- морфометрия объекта.

8. Радиационная безопасность – доза на поверхности в любой точке не более 1 μSv .

9. Габариты 800×300×400 мм.

10. Вес – 150 кг

Томограф реализует традиционную схему сканирования с вращающимся объектом исследования и коническим пучком излучения с регистрацией на матричный детектор.

Томограф снабжен линейным приводом для позиционирования объекта между детектором и источником излучения. Источник, платформы и детектор расположены на одной оси. В состав томографа входят:

1) Аппарат рентгеновский микрофокусный РАП-150МН (производитель: ТСНК-лаб, г. Москва)

Название характеристики	Значение
Минимальный размер фокусного пятна рентгеновской трубки	50±100% мкм
Диапазон регулирования напряжения	0 – 150 кВ
Ток	100 мкА
Максимальная экспозиция	10000 с

2) Детектор матричный Remote RadEye200 (производитель: Rad-icon Imaging Corp., США)

Название характеристики	Значение
Размер матрицы	1024 x 1000 пикселей
Размер активной зоны	98,6 x 96,1 мм
Шаг пикселей	96 мкм
Динамический диапазон	4000:1
Время считывания с матрицы в память	540 мс
Время передачи полного изображения на ПК	3-4 с

3) Поворотная платформа М-061.PD с контроллером С-863 (производитель: Physik Instrumente (PI) GmbH & Co., Германия)

Название характеристики	Значение
Диаметр платформы	100 мм
Диапазон угловых перемещений	> 360°
Минимальный шаг углового перемещения	17,5 мкрад (0,001°)
Люфт	200 мкрад
Точность поворотного позиционирования	50 мкрад
Максимальная скорость вращения	90 °/с

4) Прецизионная линейная платформа М.403-82S с контроллером С-663 (производитель: Physik Instrumente (PI) GmbH & Co., Германия)

Название характеристики	Значение
Диапазон перемещения	0–200 мм
Минимальный шаг перемещения	0,2 мкм
Люфт	6 мкм
Точность повторного позиционирования	1 мкм
Максимальная скорость перемещения	3 мм/с

Для управления томографом разработана программа uCT (microCT). С ее помощью производится управление всеми узлами установки: рентгеновской трубкой, детектором и приводами платформ. Программа обеспечивает сканирование в автоматическом режиме и позволяет производить необходимые настройки: калибровку по черному и белому, выбор числа исходных проекций, время экспозиции и т.д.

Программа uCT имеет графический интерфейс и выполнена на основе диалогового окна с закладками (рис.1). Имеется четыре закладки, соответствующие основным задачам: сканирование (закладка «Сбор данных»), управление рентгеновской трубкой («Рентген»), управление приводами перемещения и вращения («Приводы») и управление матрицей детекторов («Детектор»). В правой части осуществляется вывод уменьшенного изображения с матрицы детекторов и регуляторы яркости и контраста.

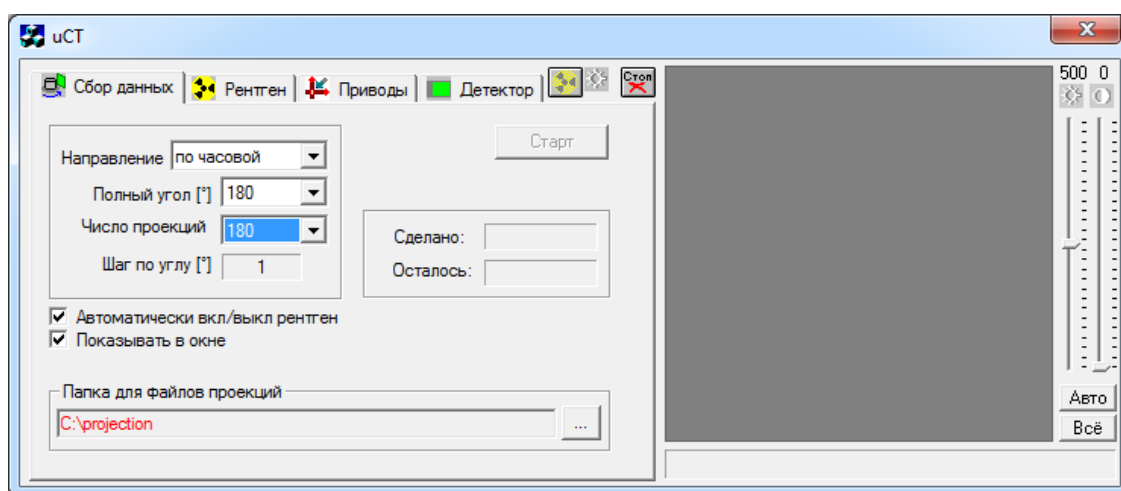


Рисунок 1 - Окно программы uCT

Скорость сканирования при экспозиции порядка 1 с составляет 1,5 с на проекцию. Файлы проекции представляют собой 16-битные TIFF-файлы с именами A_XXXX.tif, где XXXX – номер файла, начиная с номера 0000 для первой проекции.

3. Ультразвуковой томограф

Система представляет собой многоканальную измерительную установку ультразвукового контроля с иммерсионным контактом и со сканирующим устройством, позволяющим производить контроль объектов с поверхностями сложной формы. Модель макета представлена на рисунке 2.



Рисунок 2 - Внешний вид макета ультразвукового томографа

Макет комплекса включает в себя следующие функциональные модули (рис. 3):

- 1) Блок электроники и автоматики УЗК;
- 2) Ультразвуковые преобразователи;
- 3) Сканирующее устройство – механический манипулятор;
- 4) Иммерсионная ванна с моторизированным подъёмным столом, системой крепления объектов контроля и системой циркуляции контактной жидкости.

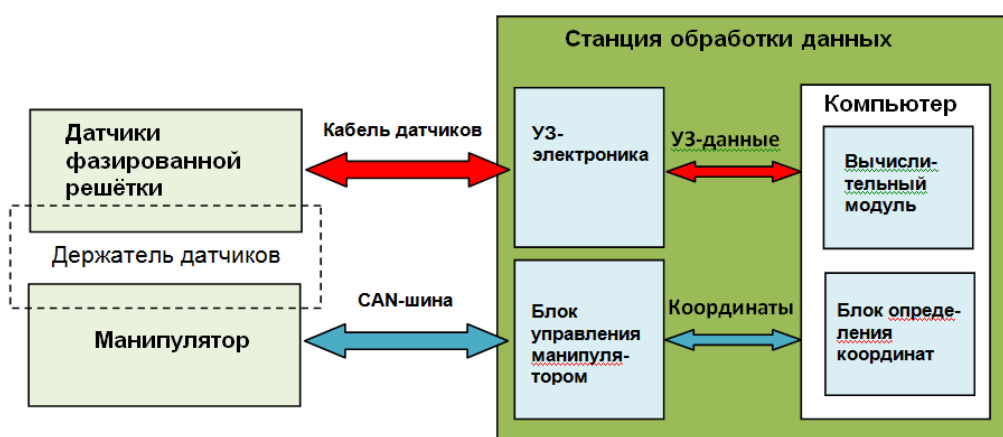


Рисунок 3 - Структурная схема макета

Разработанная роботизированная установка является многофункциональной многоканальной системой ультразвукового контроля, позволяющей реализовывать

традиционный контроль одноэлементными ультразвуковыми преобразователями, и с возможностью применения функций контроля фазированными антенными решётками (ФАР) за счёт расширения программного обеспечения.

Манипулятор контроля представляет собой шестиосную сканирующую систему в комплекте с иммерсионной ванной и крепёжным столом, включающим систему креплений для объектов контроля. Контроль производится с иммерсионным контактом при полном погружении объекта контроля в контактную жидкость.

Программное обеспечение для ультразвуковой лабораторной установки содержит модули управления отдельными элементами системы в ручном и автоматическом режиме. Они принимают на себя контроль как над всем процессом проведения измерений, так и над параметрами системных компонентов и над управлением данными. Приём данных по методу антенных решёток с цифровой фокусировкой происходит таким образом, что необработанная информация со всех каналов обрабатывается в реальном масштабе времени.

В анизотропном негомогенном материале, например композите, где акустические волны распространяются не прямолинейно, вид волнового фронта, также как и скорость распространения волны, зависит от структуры материала.

Взаимодействие модулей программного обеспечения между собой изображено на рисунке 3.



Рисунок 4 – Взаимодействие модулей программного обеспечения

На рисунке 4 представлен пример решения задач контроля сварки трением с перемешиванием.

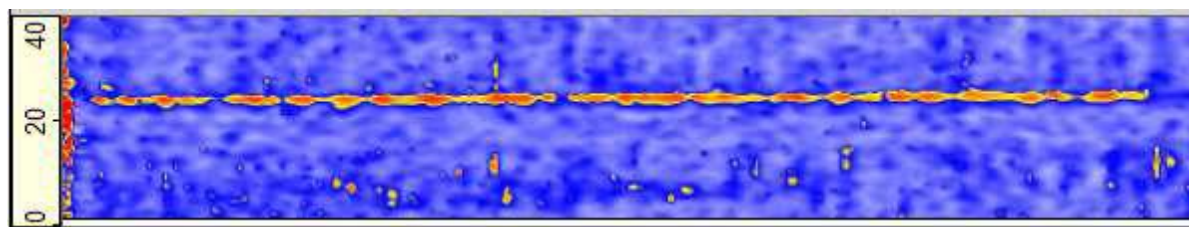
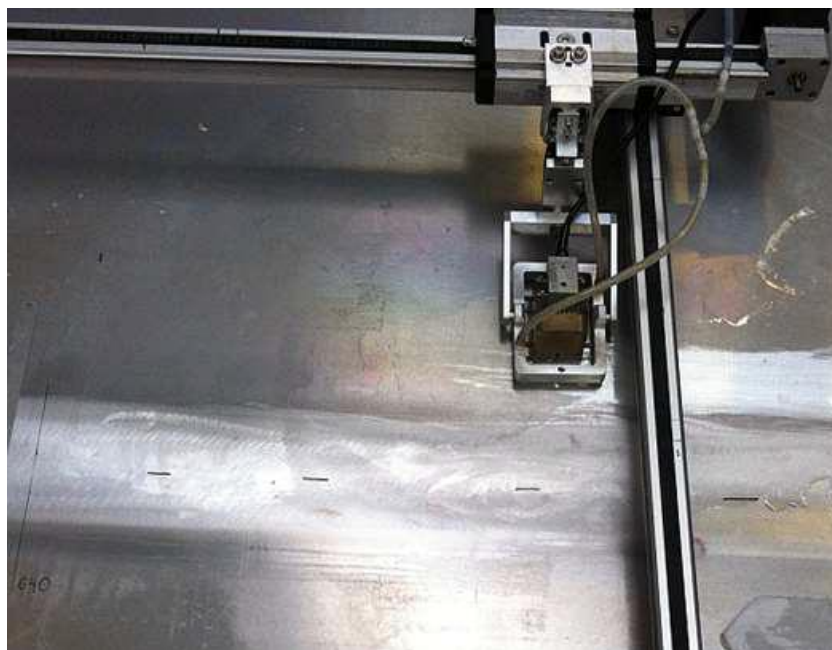


Рисунок 5 – Пример УЗК томограммы

4. Тепловой томограф

Революционизирующее воздействие томографических принципов продолжает в значительной степени обеспечивать прогресс в неразрушающем контроле (НК). В тепловом контроле значимость томографии не столь велика вследствие диффузионного характера распространения тепловой энергии в твердых средах, в результате чего температурные сигналы, обусловленные дефектами, испытывают затухание по амплитуде и запаздывают во времени. Во многих случаях использование принципа динамической тепловой томографии позволяет визуализировать скрытые дефекты по глубине объекта контроля, хотя число выделяемых слоев не превышает 3–5.

Существует несколько реализаций тепловой и/или инфракрасной (ИК) томографии. В Томском политехническом университете (ТПУ) разрабатывается динамическая тепловая томография (ДТТ), идея которой была предложена еще в 1984 г. Исследования в области разработки методологии тепловой томографии проводились, в основном, учеными ТПУ, в том числе, в сотрудничестве с исследовательскими группами в Канаде и Италии. В частности, был выполнен ряд экспериментальных исследований, преимущественно в области НК композиционных материалов. При сравнении результатов УЗК и теплового контроля ударного повреждения в углепластике; отмечено, что УЗ томография обеспечивает значительно лучшее разрешение по слоям, однако тепловой метод предпочтителен с точки зрения производительности испытаний, бесконтактности и отсутствия контакта композита с водой.

ДТТ не требует создания прецизионных сканирующих устройств, поскольку разноракурсная съемка, необходимая, например, для рентгеновской томографии, заменяется записью последовательностей ИК термограмм, отражающих изменение температуры во времени (напомним, что в основе ДТТ лежит простой принцип соответствия глубины

залегания дефектов и времени задержки температурных сигналов на нагреваемой поверхности при односторонних испытаниях). Поэтому в качестве теплового томографа может служить любое устройство ИК термографического НК («тепловой дефектоскоп»), осуществляющее цифровую запись ИК термограмм и включающее специализированный софтвер, который обеспечивает томографический анализ данных и построение тепловых томограмм.

Разработанный в ТПУ томограф для теплового контроля обладает достаточно гибкой архитектурой и позволяет использовать как источники нагрева, так и ИК тепловизоры различного типа. Управление процессом испытаний осуществляет специализированная программа, для обработки результатов контроля применяют программы ThermoFit Pro и ThermoLab (рисунок 6). Технические характеристики основных блоков устройства приведены в таблице 1.

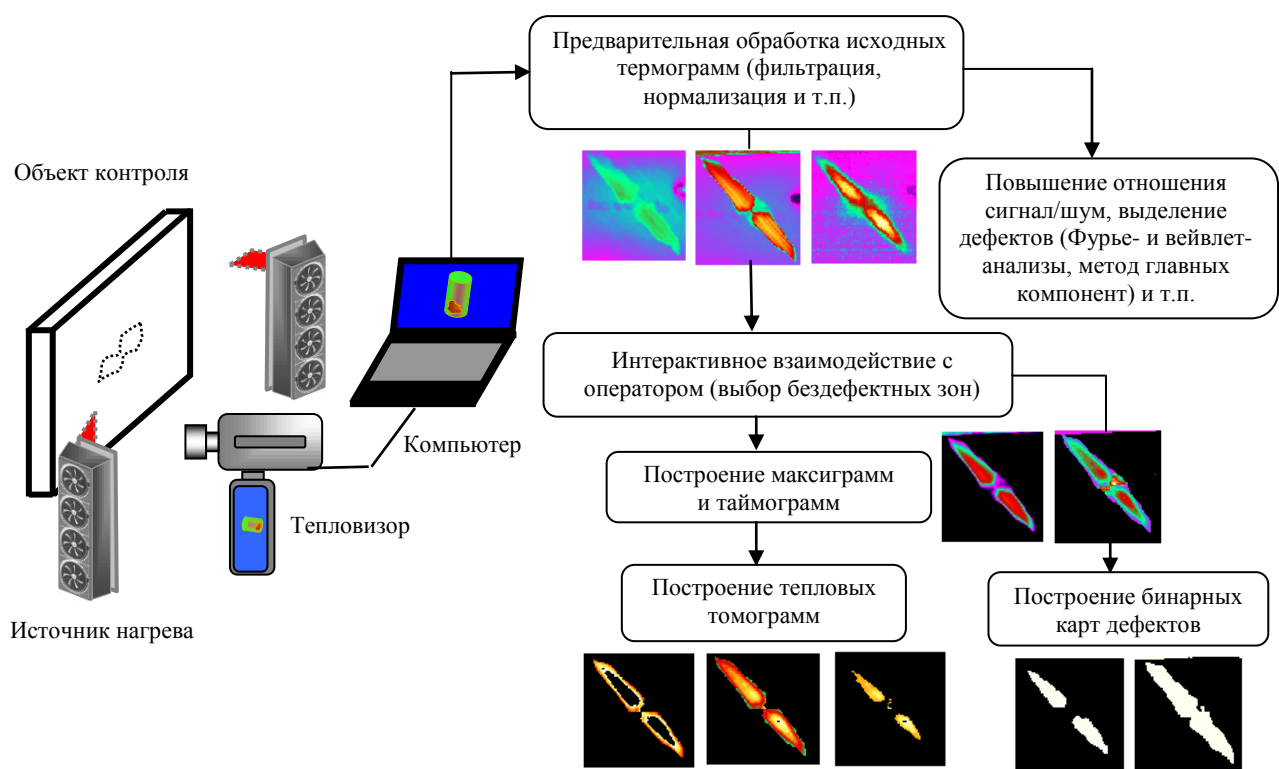


Рисунок 6 - Схема лабораторного макета теплового томографа.

Таблица 1 - Технические характеристики лабораторного макета теплового томографа

Объекты контроля	
Конструкции	Панели различного радиуса кривизны, цилиндрические и конические изделия
Материалы	Стекло-, угле-, органо- и боропластик, углерод-углеродные и сотовые структуры с металлическими и бумажными ячейками
Толщина материала	0–10 мм*
Площадь зоны одновременного контроля	0,05–0,15 м ²
Производительность испытаний	до 4,5 м ² /ч
Минимальные обнаруживаемые дефекты (расслоения)*: по поперечным размерам по толщине	Более 5х5 мм Более 50 мкм

по глубине залегания	До 3–6 мм (односторонняя процедура) и до 10 мм (двухсторонняя процедура)
Типы и мощность источников нагрева	Ксеноновые импульсные лампы (3,2 кДж) Галогеновые лампы (1–30 кВт) Светодиоды (до 800 Вт) Конвектор (до 3 кВт) Ультразвуковой стимулятор (до 2,5 кВт)
Длительность нагрева	5 мс (ксеноновые лампы) до 20 с (галогеновые лампы, светодиоды, конвекторы и у.з. стимулятор)
Типы ИК тепловизоров**	NEC Avio TH-9100 ThermaCAM P65 FLIR SC 7700M
Спектральный диапазон	7–13 и 8–10 мкм***
Температурная чувствительность	0,02–0,06 °C ***
Формат термограмм	320×240 и 640×512 ***
Частота цифровой записи	0,1–113 Гц (полноформатная термограмма)***
Число термограмм в последовательности	3–2000
Число разрешаемых томографических слоев*	3–5
Алгоритмы обработки ИК изображений	Фильтрация Усреднение Нормализация Полиномиальная аппроксимация Определение уноса материала 1D-дефектометрия 3D-дефектометрия Статистический анализ и бинарная карта дефектов Корреляционный анализ Анализ производных по времени (включая анализ в логарифмических координатах) Фурье-анализ Вейвлет-анализ Анализ главных компонент Тепловая томография
Масса	5–10 кг (в зависимости от типа источника нагрева и тепловизора)
Питание	Сеть 220 В

* Усредненные значения (данные параметры подлежат определению в конкретных задачах контроля).

** См. паспортные характеристики ИК тепловизоров.

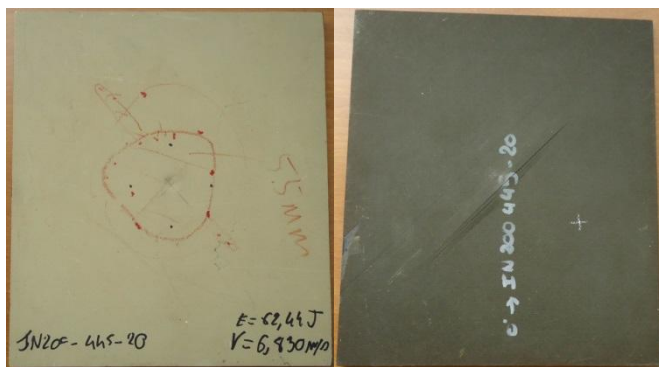
*** В зависимости от типа тепловизора.

Испытания теплового томографа проведены на углепластиковых стандартных образцах корпорации Airbus, содержавших ударные повреждения различной энергии. Цель исследований – установление связи между количественными показателями теплового контроля и характеристиками дефектов. Ниже приведен пример томографического анализа ударного повреждения (энергия 62 Дж, скорость удара 6,8 м/с) в стандартном образце из углепластика толщиной 5 мм (рис. 7а). Ударное повреждение было осуществлено на

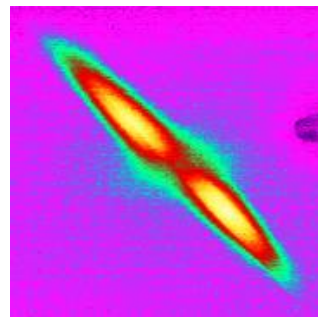
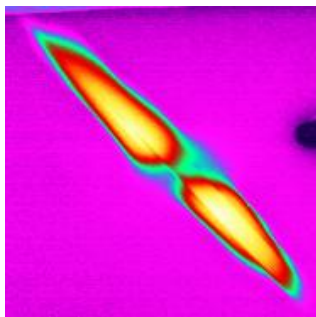
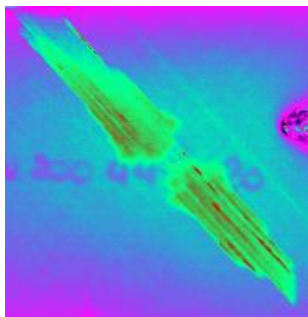
передней поверхности панели белого цвета, при этом в месте удара визуально отмечено незначительное углубление круглой формы при отсутствии растрескивания композита.

Визуально наблюдаемое расслоение углепластика произошло вблизи задней поверхности образца, поэтому в качестве источника нагрева при одностороннем контроле задней поверхности выбраны две ксеноновые лампы, обеспечивающие длительность импульса нагрева около 5 мс. Записали последовательность из 600 ИК термограмм с частотой 60 Гц. Дефектная зона имела классическую форму бабочки (см. динамику температурного поля на рис. 7б). Обработка данных по методу тепловой томографии показала, что основное тело дефекта (крылья «бабочки») находится в слое 0,26–0,34 мм, но в то же время незначительная часть дефекта распространяется до глубины 0,55 мм (см. рис. 7в).

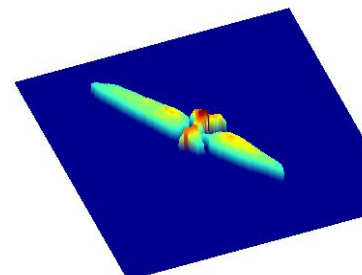
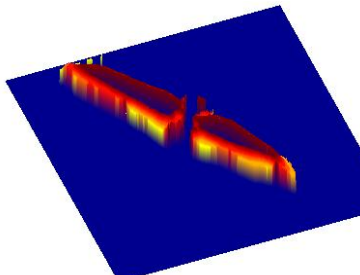
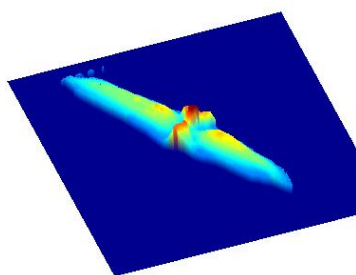
Преимуществом тепловой томографии, помимо возможности идентифицировать дефекты по нескольким выделенным слоям, является также низкая «зашумленность» томограмм, поскольку обработку данных производят во временной области.



а)



б)



в)

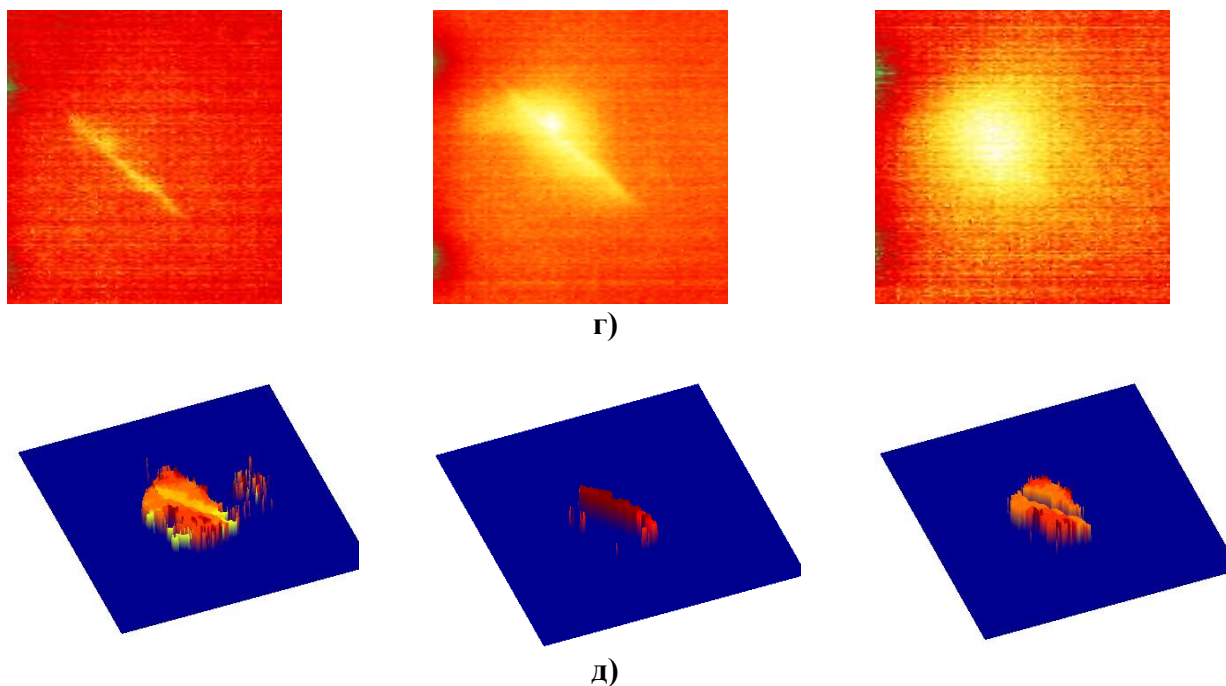


Рисунок 7 - Тепловая томография ударного повреждения в углепластиковой панели при одностороннем тепловом контроле задней (б, в) и передней поверхности (г, д):

- а – образец толщиной 5 мм (передняя и задняя поверхности), ударное повреждение с энергией 62 Дж при скорости 6.8 м/с;
- б – исходные термограммы задней поверхности при импульсном нагреве (слева направо времена задержек: 0,09; 0,9; 3,4 с);
- в – томограммы при контроле задней поверхности (координаты слоев слева направо: 0,26–0,55; 0,26–0,34; 0,35–0,55 мм);
- г – исходные термограммы передней поверхности при импульсном нагреве (слева направо времена задержек: 1,5; 10 с);
- д – томограммы при контроле передней поверхности (координаты слоев слева направо: 1,0–1,63; 1,0–1,24; 1,26–1,63 мм).

Особенности выполнения компоновки силовых модулей энергопреобразующей аппаратуры с учетом влияния комплекса воздействующих факторов

Быков В. В., Бугай Т. В.

Научный руководитель: Дмитриев В.С., д.т.н., профессор
 Акционерное общество «Научно-производственный центр «Полюс»
 634050, Россия, г. Томск, пр. Кирова, 56 "в"
 E-mail: vasiliiy_bykov@mail.ru

Одной из важнейших систем космических аппаратов (КА) является система энергоснабжения. Во многом именно она определяет конструкцию КА, их массу и срок активного существования. По мере освоения новых задач непрерывно растет мощность энергетической установки КА, что требует постоянной модернизации каждого из ее компонентов. Так, первый искусственный спутник Земли (1957 г.) обладал энергоустановкой мощностью около 40 Вт, аппараты серии «Глонасс» второго поколения (2001 г.) – 1,4 кВт, а современные телекоммуникационные аппараты тяжелого класса (например, «Экспресс-АМ5») снабжаются энергоустановками мощностью свыше 10 кВт. Кроме того, при создании

бортовой аппаратуры важен минимальный срок ее изготовления, в связи с чем необходимо использовать максимально унифицированные и легко модифицируемые конструкции.

Основой предлагаемой специалистами "НППЦ "Полнос" методологии, обеспечивающей реализацию данных требований для энергопреобразующей составляющей энергоустановки КА, является создание унифицированных силовых модулей и построение трансформируемой базовой структуры энергопреобразующей аппаратуры (ЭПА) нового поколения с применением схемотехники силовых модулей на базе резонансных мостовых конверторов с бестоковой коммутацией и гальванической развязкой входного и выходного напряжений [1].

Трансформаторная гальваническая развязка между нагрузкой, солнечными и аккумуляторными батареями позволяет исключить силовые коммутаторы в их цепях, а уровни напряжений согласовывать обмотками трансформаторов. Этим обеспечивается высокая степень унификации системы электропитания и возможность ее адаптации к различным модификациям КА.

Модули стабилизации напряжения, предназначенные для обеспечения заданного качества напряжения на выходных силовых шинах ЭПА, являются функционально законченными силовыми устройствами, и их количество пропорционально выходной мощности системы электропитания. Именно они в основном определяют массу, КПД, характеристики электромагнитной совместимости и новые возможности ЭПА.

При разработке конструкции необходимо применять комплексный подход, обеспечивающий оптимальные характеристики модулей при максимально полном учете предъявляемых требований и накладываемых ограничений. Требования могут быть условно разделены на «внешние» – оказывающие влияние на прибор в целом (задаваемые в техническом задании на проектирование) и «внутренние» – определяющиеся взаимосвязями между составными частями в приборе. Среди ограничений наиболее существенными являются перечни разрешенных к применению электрорадиоизделий и конструкционных материалов, а также технологические возможности оборудования.

В рассматриваемых модулях несущее основание представляет собой фрезерованную деталь из магниевых сплавов МА2-1 с хорошо зарекомендовавшей себя решетчатой силовой структурой [2]. Относительно конструкции со сплошным дном данный вариант имеет меньшую массу с сохранением требуемой жесткости при механических воздействиях, возникающих на этапе вывода КА на заданную орбиту. Кроме того, подобная структура позволила более гибко выполнять компоновку силовой и интерфейсной частей схемы и перейти к размещению каждой ее функциональной части на собственной печатной плате с винтовым креплением к несущему основанию (см. рисунок 1). Разделение на функциональные части повысило технологичность монтажа модулей, в том числе поверхностного SMD-монтажа, и упростило проведение настроечных операций.

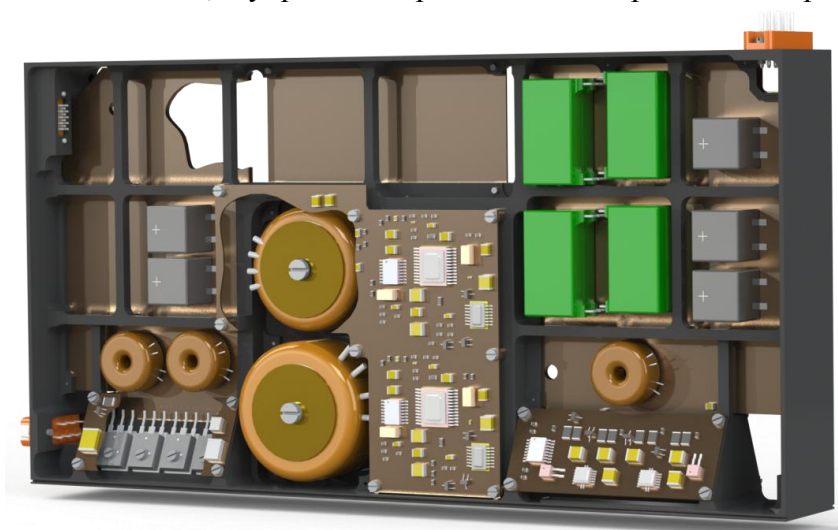


Рисунок 1 – Унифицированный силовой модуль

Для выполнения требований к температурному режиму ЭРИ в составе модулей и термоинтерфейсу с КА прибора в целом силовые элементы, выделяющие наибольшее количество тепла в приборе (транзисторы, диоды, трансформаторы и дроссели), равномерно размещены по всей площади теплоотводящей поверхности модуля. Таким образом, обеспечиваются равномерность теплового потока и минимальный перегрев силовых ЭРИ отделенных от термостатированной плиты КА только сплошным металлом основания с высокой теплопроводностью и слоями теплопроводящей пасты. Тепло выделяющееся в ЭРИ управляющей части схемы, расположенных на отдельных печатных платах, отводится к точкам крепления плат к основанию посредством медных полигонов.

Размещение силовых транзисторов под углом на «приливах», расположенных по обеим сторонам основания, позволило уменьшить площадь занимаемой данными элементами посадочной поверхности КА и сделать модули максимально компактными по ширине с сохранением равномерно распределенного теплового потока. Кроме того, «приливы» обеспечивают дополнительную защиту ЭРИ модуля от поражающих факторов космического пространства, также в них выполнены резьбовые отверстия под стальные втулки для крепления модуля к термостатированному посадочному месту на панели КА, крепежные отверстия для транзисторов и точки крепления печатных плат для элементов схем управления силовыми транзисторами (драйверов). Расположение плат драйверов над транзисторами позволило дистанцировать элементы управления от силовых шин и сохранить минимальную длину связей до управляющих выводов. Выводы транзисторов сформованы непосредственно на вертикально расположенные коммутационные печатные платы с фильтрующими элементами (дросселями и конденсаторами).

В средней части основания расположены колодцы, в которых установлены дроссели и трансформаторы, обеспечивающие гальваническую развязку входной и выходной частей модуля. На обратных сторонах колодцев крепятся платы управления. В верхней части модуля находится внутренний источник питания. Для сокращения длины силовых шин их выходы выведены на противоположные стороны основания модуля, что позволяет избавиться от "петли" и, как следствие, снизить паразитную индуктивность в узле.

Предложенные конструктивные решения позволяют обеспечить оптимальные массу и прочность конструкции силовых преобразователей при равномерном заполнении объема модулей и с учетом требований, предъявляемых к каждой из групп ЭРИ, в том числе по тепловым режимам, защите от факторов космического пространства и минимальной длине связей.

Подобная компоновка может быть применена в силовых преобразователях приборов средней и высокой мощности, при этом принимаемые решения должны подвергаться комплексному анализу, основывающемуся на результатах моделирования различных видов воздействий с использованием средств современной вычислительной техники [3, 4].

Список литературы

1. Система электропитания космического аппарата: пат. RU 2 396 666 С1 Рос. Федерация. № 2009124704/09: заявл. 29.06.2009 ; опубл. 10.08.2010. В.С.Кудряшов [и др.] Пат. обл. ОАО "Информационные спутниковые системы им. акад. М. Ф. Решетнева.
2. Обеспечение требуемой жесткости сборных конструкций бортовых приборов космических аппаратов / В. В. Быков // Тезисы докладов XX научно-технической конференции молодых ученых и специалистов РКК «Энергия» имени С. П. Королева (10-14 ноября 2014 г., г. Королев) С. 124 – 125.
3. Диагностика прочности конструкции приборов космического назначения на ранних стадиях проектирования / В. В. Быков, В. Н. Бороков // Контроль. Диагностика. - 2013 - №. 13. - С. 261-264.
4. Обеспечение тепловых режимов энергопреобразующей аппаратуры космических аппаратов / В. В. Быков // Вестник науки Сибири. - 2014. , №3(13). – С. 16 – 20. – <http://sjs.tpu.ru/journal/article/view/1044>.

Проектирование малого космического аппарата

Дмитриев В.С., Батраков А.В., Бритова Ю.А.*, Карпенко С.О.***, Ким В.Л.,
Костюченко Т.Г., Мартемьянов В.М., Янгулов В.С., Коломейцев А.А., Смолянский В.А.

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

* АО «НПЦ «Полус», г. Томск, пр. Кирова, 56 «в»

*** ООО «СПУТНИКС», г. Москва, Бережковская набережная, д. 20, стр. 6

E-mail: ktg@tpu.ru

В последние десятилетия в космической области появился определенный интерес к малому спутникостроению. Этот интерес в своей основе имеет экономическую составляющую. Малые спутники имеют в десятки сотни раз меньшую стоимость, к тому же запуск их на рабочие орбиты осуществляется групповым методом, поэтому требуется менее мощный (значит и более дешевый) ракетоноситель. Особенно большая экономическая выгода имеет место в случае проведения научных экспериментов или экспериментальных исследований при проверке конкретных технических решений, т.к. в большом количестве случаев проверяемый объект имеет малые габариты и массу и эксперимент можно провести с использованием (на базе) малого космического аппарата массой не более 10 – 100 кг.

Другое важное преимущество – проектирование и изготовление таких малых космических аппаратов стало по силам университетам, которые получили возможность проводить самостоятельные научные исследования, а также использовать малые космические аппараты в учебных целях.

В Томском политехническом университете в настоящее время ведется разработка малого космического аппарата, приуроченная к юбилею университета – 120-летию его основания.

Разработка и запуск малого космического аппарата имеют две самостоятельные цели:

а) учебная – использование в учебном процессе при подготовке по ООП подготовки магистров 12.04.01 «Приборостроение», профиль «Системы ориентации, стабилизации и навигации», а также для приобретения практических навыков конструирования приборов на примере реальной разработки конструкций различных деталей и узлов с наглядным представлением о превращении виртуальной конструкции в реальную;

б) научно-техническая – экспериментальная проверка технических решений двух типов двигателей для использования их в качестве исполнительных органов в системах ориентации малых космических аппаратов:

– электромеханического исполнительного органа на базе электродвигателя-маховика (разработка ИНК, проверяется применение опор скольжения вместо опор качения, что существенно снижает амплитуду колебаний вибрационного спектра в рабочем диапазоне частот);

– ионно-плазменного двигателя (разработка ИФВТ, проверяется в условиях невесомости применимость в двигателях данного типа жидкометаллического рабочего тела). Данное техническое направление, как показывает обзор публикаций, является перспективным направлением научных исследований.

Основным разработчиком является кафедра точного приборостроения Института неразрушающего контроля, привлечены также сотрудники Института физики высоких технологий и Института кибернетики.

Большую помощь в этой работе оказывают наши традиционные партнеры из промышленности: Научно-производственный центр «Полус», г. Томск, и ООО «СПУТНИКС», г. Москва. Последний имеет в своем активе разработанный малый космический аппарат, запущенный на орбиту в 2014 году.

Основной костяк коллектива исполнителей представлен авторским коллективом этой статьи.

Томский политехнический университет имеет практически нулевой опыт в разработке аппаратов космического назначения. Тем не менее, с начала работы (май 2014 г.) и по апрель 2015 г. проделано следующее:

- определено назначение запускаемого на орбиту аппарата, т.е. его целевая нагрузка;
- разработана функциональная структурная схема аппарата;
- разработаны и находятся на этапе технической реализации в разной стадии технические решения по всем функциональным блокам;
- проведена конструкторская компоновка всех функциональных узлов аппарата с использованием 3D моделирования;
- в стадии завершения находится комплект конструкторской документации для передачи его в производство НППЦ «Полюс» (по договоренности);
- проводится разработка стенда КИА для комплексных испытаний космического аппарата;
- проводятся лабораторные исследования технических решений по полезной нагрузке космического аппарата.

Общий вид малого космического аппарата представлен на рисунке 1.



Рисунок 1 – Малый космический аппарат (МКА) ТПУ

Структурная схема разрабатываемого аппарата приведена на рисунке 2, на рисунках 3 - 5 представлена компоновка блоков в корпусе аппарата в виде 3D моделей, на рисунке 6 – 3D модель аппарата в собранном виде без антенн.

Основные эксплуатационные характеристики приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Основные эксплуатационные характеристики малого космического аппарата

Габариты, мм	100×100×300
Максимальная масса, кг	4
Максимальное энергопотребление, Вт	10
Полезная нагрузка	Электромеханический исполнительный орган на базе двигателя-маховика Ионно-плазменный двигатель
Ресурс (расчетный), год	2
Температурный режим, °С	0 ± 60
Система термостабилизации	пассивная
Система ориентации	активная

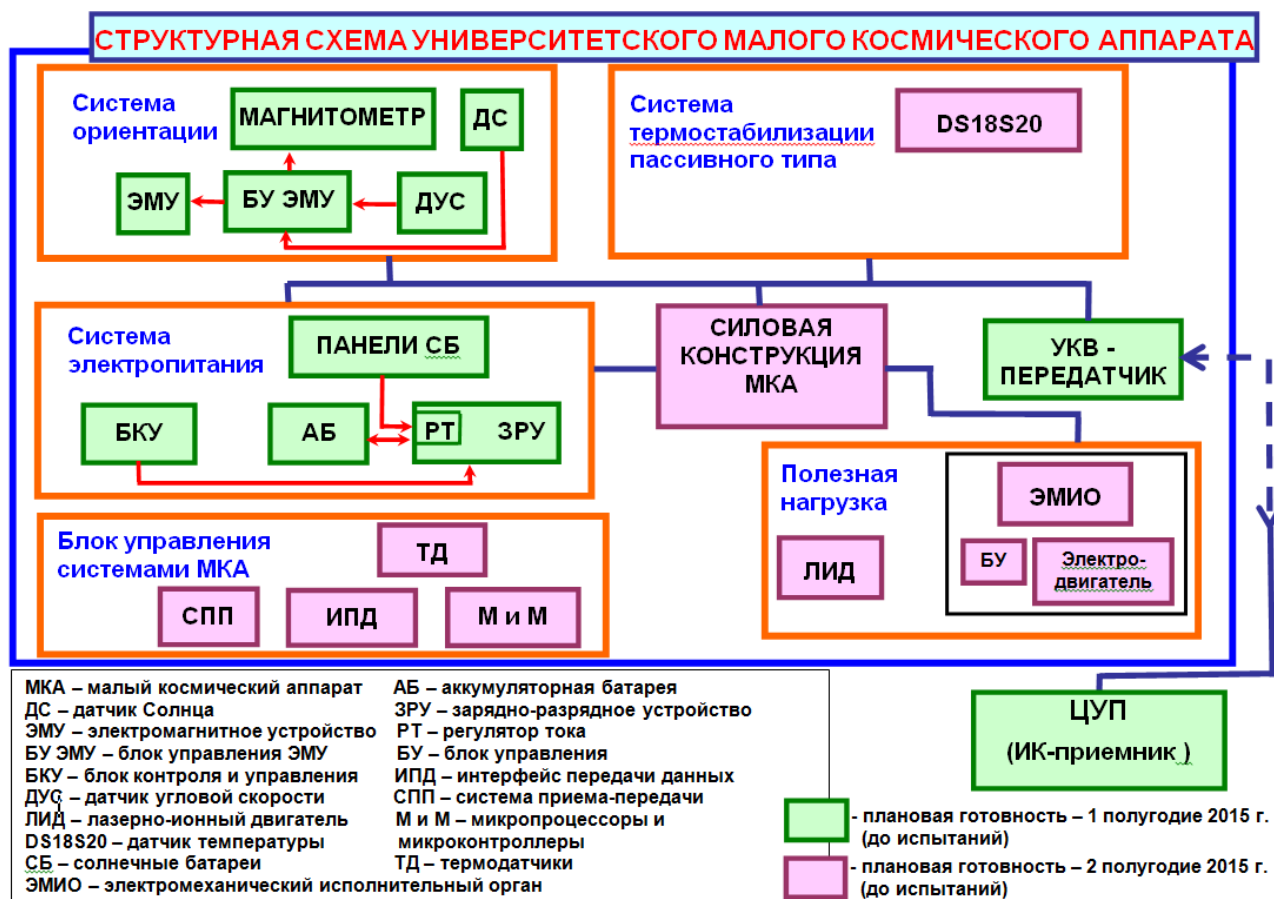


Рисунок 2 - Структурная схема МКА

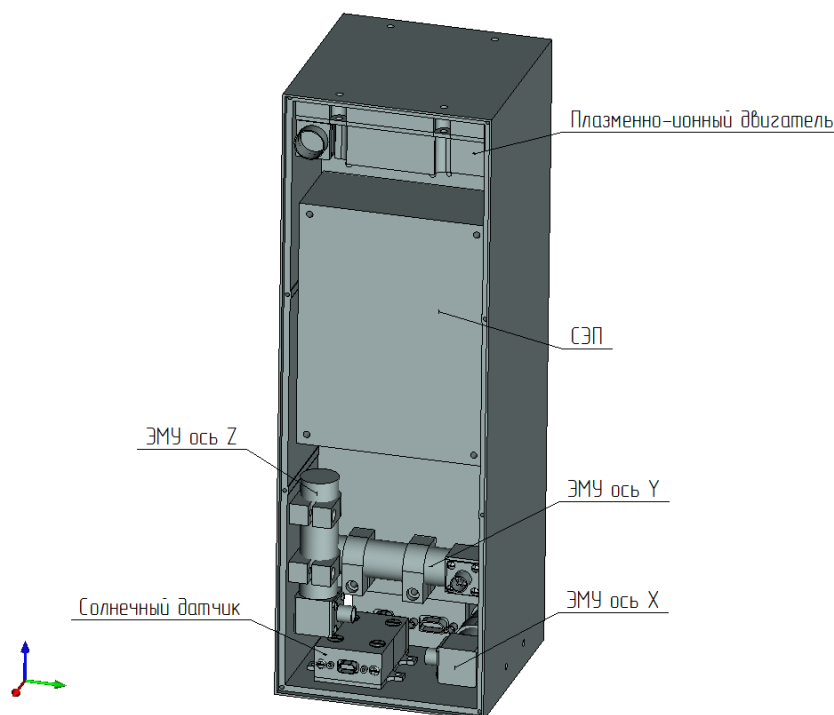


Рисунок 3 - 3D модель МКА, лицевая сторона

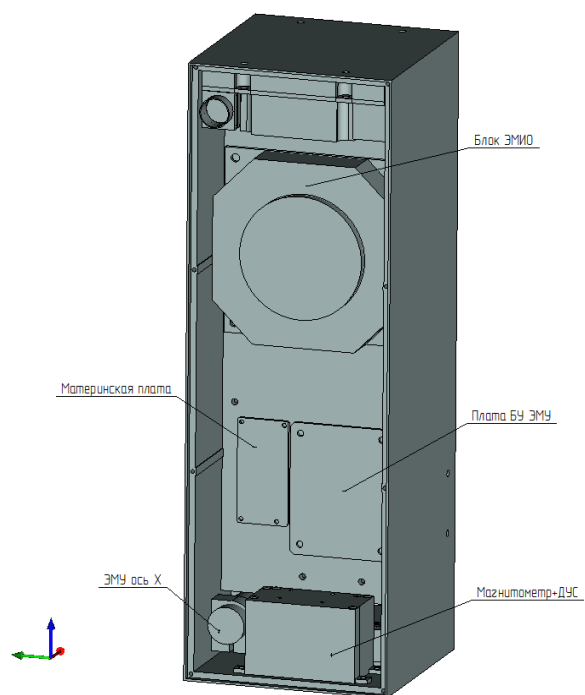


Рисунок 4 - 3D модель МКА, обратная сторона

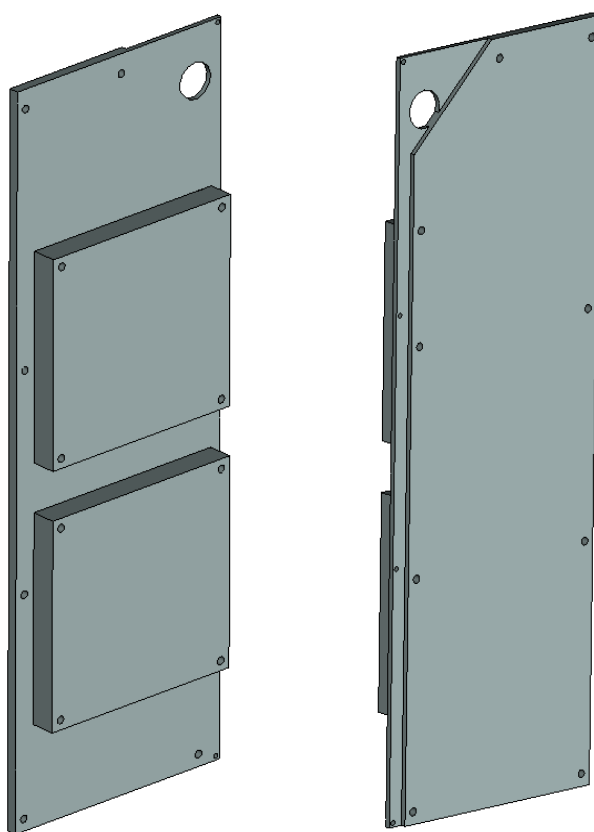


Рисунок 5 - 3D модели крышек корпуса

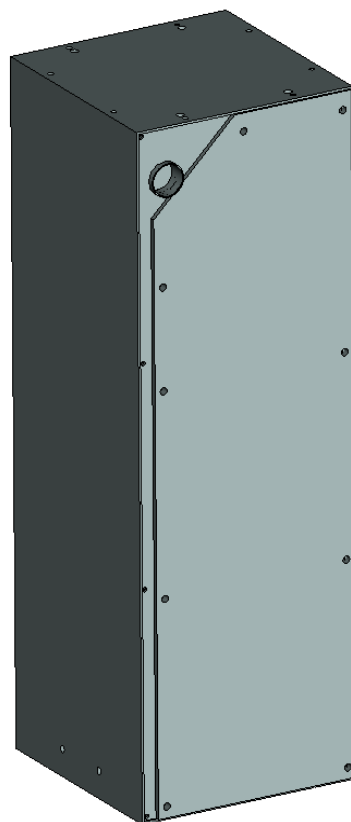


Рисунок 6 - 3D модель МКА в собранном виде (без антенн)

Все элементы конструкции установлены внутри корпуса, имеющего форму параллелепипеда с размерами $100 \times 100 \times 300$ мм. Для повышения технологичности изготовления корпуса и сборки космического аппарата внутренний объем разделен перемычкой (рис. 3 и 4). Материал корпуса – магниевый сплав МЛ15. На наружной поверхности закреплены панели солнечных батарей, а на торцах крепятся антенны (основная и запасная).

Система ориентации аппарата магнитного типа. На рис. 2 приведена ее структурная схема. Принципиальной особенностью данной системы ориентации является отсутствие датчика угла. Это вызвано тем, что полезной нагрузкой являются два двигателя - электромеханический исполнительный орган и ионно-плазменный двигатель, который также можно использовать в качестве исполнительного органа системы ориентации. Эти двигатели, генерируя управляющие моменты, создают относительно соответствующих осей аппарата угловые скорости. Таким образом, в процессе экспериментов важно знать наличие углового движения корпуса космического аппарата, а это движение регистрируется датчиком скорости системы ориентации.

В целом, в конструкциях, созданных в последние десятилетия двигателей-маховиков, имеются общие свойства: приводной электродвигатель бесконтактный, плоская конструкция, инверсное исполнение – статор расположен внутри вращающегося ротора, содержащего постоянные магниты.

Подобными свойствами обладают двигатели, применяющиеся в приводах флоппи-дисков персональных компьютеров (рисунок 7). Основная проблема при использовании таких приводов заключается в оценке их надежности и работоспособности в тяжелых условиях космического пространства.

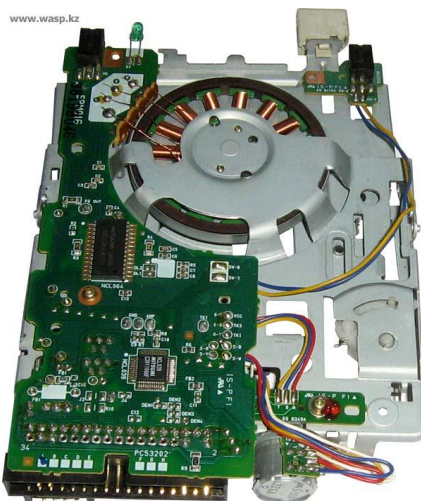


Рисунок 7 - Двигатель-маховик на базе привода флоппи-диска

Использование импульсных плазменных двигателей на сверхмалых космических аппаратах в качестве исполнительных органов позволяет существенно удлинить срок активного существования космического аппарата на низких орбитах.

Проект двигателя представлен на рисунке 8. Габариты двигателя позволяют использовать его в малом космическом аппарате стандарта CubeSat. Двигатель содержит два источника плазмы, установленных осесимметрично с углом 180° между источниками.

Габаритные размеры двигателя $100 \times 90 \times 40$ (мм).

Массовые характеристики:

рабочее тело: $2 \times 35 \text{ г} = 70 \text{ г}$;

резервуар+разрядный узел: $2 \times 45 \text{ г} = 90 \text{ г}$;

электронные компоненты: 250 г;

плата и кожухи: 40 г;

ИТОГО: 450 г.

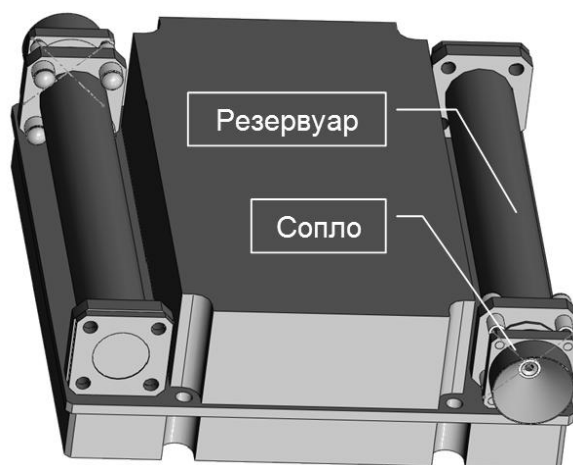


Рисунок 8 - Общая компоновка ионно-плазменного двигателя с жидкометаллическим рабочим телом

Другая особенность системы ориентации - применение в качестве датчика положения аппарата относительно Солнца датчиков температуры, которые являются элементами системы пассивной термостабилизации спутника.

При наличии перегрева какой-либо стороны корпуса включаются электромагнитные устройства, которые повернут корпус на $90 - 180^\circ$.

В системе ориентации имеется датчик Солнца, которые позволяет устанавливать при необходимости однозначное положение корпуса спутника относительно Солнца.

Наличие в составе системы ориентации трехосного магнитометра позволяет определять в любой точке траектории вектор магнитного поля Земли, и взаимодействие суммарного вектора магнитного поля трех электромагнитных устройств создает управляющий магнитный момент для разворота корпуса аппарата.

Блок управления системами космического аппарата, имея в своем составе микропроцессоры, микроконтроллеры, разработанный интерфейс передачи данных и систему приема-передачи команд, реализует алгоритмы управления всеми системами спутника.

Система электропитания, состоящая из панелей солнечных батарей, расположенных на наружной стороне корпуса, аккумуляторной батареи, регулятора тока, зарядно-разрядного устройства, обеспечивает электропитанием все элементы технических систем космического аппарата путем преобразования солнечного излучения фотоэлементами панелей солнечных батарей в электрический ток.

Связь с малым космическим аппаратом осуществляется через телеметрическую связь УКВ-передатчика, установленного на аппарате, с наземным ИК-приемником.

Для проведения наземных испытаний необходима контрольно испытательная аппаратура (КИА), позволяющая обеспечить спецвоздействия на КА с требуемыми параметрами и контроль за выходными характеристиками КА.

По договору с НППЦ «Полус», г. Томск, наземные экспериментальные испытания малого спутника будут проводиться на его экспериментальной базе, которая обеспечивает практически полный объем наземной экспериментальной отработки в части воздействия температуры, механических воздействий, пониженного давления, климатических факторов. Поддержание и измерение режимов термоциклирования выполняется в автоматическом режиме через ПЭВМ.

Для обеспечения функционирования КА в наземных условиях разработано специальное технологическое оборудование (СТО). СТО состоит из стойки для подвески КА на нити, что позволит снизить влияние гравитации на реакцию КА на управляющие импульсы системы ориентации (двигателей маховиков) и реактивного лазерного двигателя.

Габаритные размеры СТО позволяют размещать его в барокамере и проводить испытания КА при спецвоздействиях на него.

Микроспутниковая платформа ТаблетСат: назначение и краткие технико-экономические показатели

Карпенко С.О.

ООО «Спутникс», 123995, Россия, г. Москва, Бережковская набережная, д. 20, стр. 6

E-mail: karpenko@sputnix.ru

Микроспутниковая платформа ТаблетСат – совокупность бортовых служебных систем и элементов конструкции, достаточную для разработки микроспутников массой до 100 кг, обеспечивающих интеграцию и функционирование полезных нагрузок сторонних разработчиков. Платформа является разработкой компании СПУТНИКС. Она получила летную квалификацию в рамках создания спутника-технологического демонстратора «Таблетсат-Аврора» массой 26 кг, запущенного на ракете-носителе «Днепр» в июне 2014 г.

Основной полезной нагрузкой спутника являлась камера дистанционного зондирования Земли среднего разрешения.

Микроспутниковая платформа ТаблетСат обеспечивает возможность создания на базе платформы микроспутников массой от 10 до 100 кг, предназначенных для функционирования на круговых орбитах с высотами не более 800 км со сроком активного существования не менее 3 лет. Она дает возможность интеграции полезной нагрузки различного назначения: научной, образовательной, коммерческой и др.

Спутник, создаваемый на базе микроспутниковой платформы ТаблетСат, обеспечит:

- приведение бортовых систем в рабочее состояние после отделения аппарата от носителя;
- энергопитание служебных систем, полезной нагрузки;
- обеспечение заданного режима ориентации в требуемой системе координат;
- тепловой режим функционирования служебных систем, полезной нагрузки;
- сбор, накопление, передачу на Землю телеметрической информации по УКВ-радиоканалу;
- автономное и командное с Земли управление работой бортовых систем и полезной нагрузки;
- высокоскоростной сброс на Землю информации с полезной нагрузки;
- сбор, хранение и использование на борту навигационной информации о местоположении аппарата на орбите (GPS-приемник) и ряд других возможностей.

Центр управления и приема телеметрии и данных для малых космических аппаратов и кубсатов

Карпенко С.О.

ООО «Спутникс», 123995, Россия, г. Москва, Бережковская набережная, д. 20, стр. 6

E-mail: karpenko@sputnix.ru

Введение

По мере развития микроэлектроники и космических технологий практическое развитие в мире получили проекты создания микроспутников и наноспутников для науки и образования.

В частности, в 1999 году профессором Робертом Твиггсом из Стенфорда (США) был разработан первый проект малого спутника массой 1 кг размером 10x10x10 см, который получил название Кубсат (CubeSat), со стандартизованным форм-фактором и универсальным механическим интерфейсом, пригодным для простого запуска таких аппаратов на многих ракетах-носителях в качестве попутных полезных грузов.

К 2014 г. на орбиту запущена уже почти тысяча «Кубсатов», собранных из стандартных компонент, произведенных коммерческими организациями и университетами, стремящимися иметь собственный небольшой спутник для проведения технологических, образовательных и научных экспериментов. Около сотни из них сейчас исправно работают на околоземной орбите, многие имеют открытые каналы передачи данных, работающие в нелицензируемых радиолобительских диапазонах частот. Они могут быть использованы сторонними организациями, например, университетами, для отработки технологий приема и обработки телеметрии, а в некоторых случаях и управления космическими аппаратами.

Центры управления микроспутниками

После запуска микроспутника или кубсата возникает задача управления им с Земли. Каждый отдельный университет, практикующий работу с образовательными микроспутниками, как правило, имеет свой центр управления — ЦУП. В подобном ЦУПе используется серийная недорогая (характерная стоимость 30..35 тыс. евро) радиолобительская аппаратура и свободно распространяемое программное обеспечение. В

качестве базовой радиостанции используется трансивер ICOM-910 или аналогичный с управлением от компьютера. То же относится к направленной антенной системе, например, Yaesu, которая строится из недорогих массовых радиолюбительских компонент.

Поскольку время связи с аппаратом из заданной точки на Земле ограничено несколькими минутами 3-4 раза в день, с 2006 года была начата работа по созданию глобальной системы управления малыми спутниками - **Global Educational Network for Satellite Operations (GENSO)**. Система должна позволить на основе стандартного программного обеспечения организовать прием и передачу команд тех или иных аппаратов по всему миру. На рисунке приведена карта центров связи на базе отдельных университетов, участвующих в создании GENSO, по состоянию на июль 2012 года.

Таким образом, можно констатировать, что в мире сформировалось целое сообщество разработчиков и пользователей кубсатов, состоящее как из организаций и ВУЗов США и Европы, так и из представителей развивающихся стран.

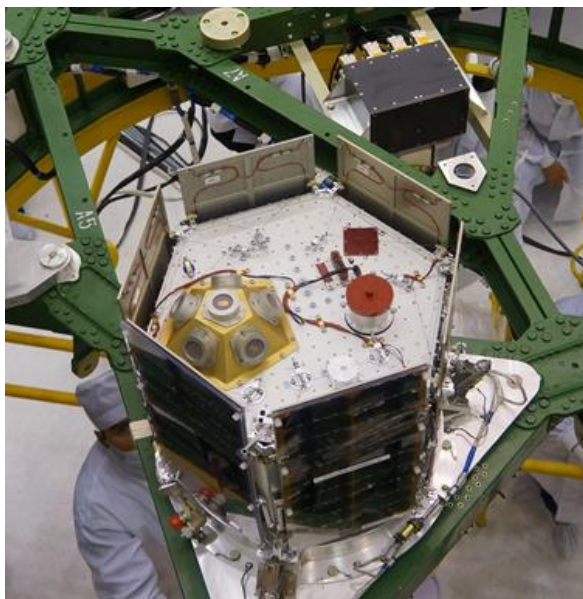


Рисунок 1 - Микроспутник «ТаблетСат-Аврора» разработки ООО «СПУТНИКС». Перед запуском на РН «Днепр» (июнь, 2014 г.)

Предложение СПУТНИКС

Россия в сообществе разработчиков и пользователей кубсатов пока представлена слабо, и сейчас самое время включиться в это движение. Для этого компания СПУТНИКС предлагает начать с малого: создать на базе ВУЗа студенческий Центр приема и управления малыми космическими аппаратами, в том числе кубсатами, оснащённый современным оборудованием для работы в УКВ-диапазоне, а также (опционально) в S- и X-диапазоне. При создании Центра используется опыт СПУТНИКС в организации УКВ-связи с радиолюбительскими микроспутниками. Речь идет о заделе, полученном при создании собственного ЦУПа для управления разработанным компанией космическим аппаратом ДЗЗ «ТаблетСат-Аврора» массой 26 кг, запущенного в 2014 г. на ракете Днепр.

Для приема данных в X- и S-диапазоне предлагается использовать оборудование разработки ИТЦ СКАНЭКС. Компания СКАНЭКС с 2001 г. эксплуатирует порядка 15 относительно недорогих аналогичных станций по территории России для приёма данных в X-диапазоне со всех известных гражданских спутников ДЗЗ, таких как SPOT, RADARSAT, UK-DMC и другие.



Рисунок 2 - Антенная система для управления и приема данных телеметрии с микроспутников в УКВ-диапазоне разработки ООО «СПУТНИКС»



Рисунок 3 - Антенная система для приема данных с микроспутников в S- и X- диапазонах разработки СКАНЭКС

Кроме оборудования управления и приема, Центр оснащается как открытым программным обеспечением, так и ПО собственной разработки СКАНЭКС/СПУТНИКС. Данное ПО предназначено как для обработки принимаемых высокоскоростных данных, так и для планирования полетных операций, управления служебными системами космического аппарата, пост. обработке, хранению и визуализации телеметрии.

Центр может быть оснащен резервированными направленными антенными системами двух типов: для управления и приёма телеметрии, работающими в диапазоне 144..146 и 435..438 МГц, и/или для приёма данных с бортовых полезных нагрузок, работающие в X-диапазоне (7800..8400 МГц), с диаметром зеркала от 2.5 до 3.5 м.

Центр управления является масштабируемым, может быть легко сконфигурирован (на уровне программного обеспечения) под управление и прием данных с различных спутников, в том числе запущенных на орбиту уже после установки соответствующего наземного оборудования. Например, УКВ-часть может быть адаптирована для управления и микроспутниками, и кубсатами, а система X-диапазона – для приема данных со скоростями до 350 Мбит/сек. Это в том числе дает возможность ЦУПу оказывать услуги управления и приёма данных с перспективных российских и зарубежных микроспутников различного назначения, а также стать участником программы GENSO.

Построение лазерной системы связи для наноспутника на базе платформы «Синергия»

Малыгин Д.В., Хюнгзберг П.Г., Петров А.В.

Лаборатория проектирования СМКА «Астрономикон»

Санкт-Петербургский Радиотехнический колледж

Дворец учащийся молодежи Санкт-Петербурга

190005, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Почтамтская, д. 9, а/я 218

E-mail: Malygin.DV@astronomikon.ru

В качестве учебных космических аппаратов при проведении занятий используются радиолюбительские и научно-образовательные наноспутники.

Орбитальные группировки радиолюбительских наноспутников разрабатываются коллективами энтузиастов-радиолюбителей, объединяющих свои усилия в рамках международной корпорации радиолюбительской спутниковой связи *AMSAT (Amateur Satellite)* или ее национальных отделений. Финансирование их разработки и запуска производится на основе добровольных пожертвований радиолюбителей всего мира, собираемых через интернет на сайте корпорации (www.amsat.org). Созданным под эгидой *AMSAT* космическим аппаратам присваивается международное обозначение *AMSAT-OSCAR (Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio)* с соответствующим порядковым номером (на практике используется сокращенная форма обозначения – *AO*, например, «*AO-7*»). Радиолюбительским спутникам, разработанным национальными отделениями *AMSAT*, вузами или студенческими организациями, также присваивается обозначение *OSCAR*, но первая буква в обозначении указывает на разработчика, например, «*NO-44*» (*Navy-OSCAR*) – спутник, разработанный в Военно-Морской академии в Аннаполисе (США). В ряде случаев первая буква характеризует конструкцию космического аппарата, например, «*CO-55*» (*CubeSat-OSCAR*) – спутник, построенный по технологии *CubeSat* (в форме куба объемом 1 дм³). Отечественные радиолюбительские спутники традиционно обозначаются буквами *RS (Radio Sputnik)*.

Радиолюбительские спутники запускаются на низкие круговые (реже – эллиптические) и высокоэллиптические орбиты. Диапазон высот круговых орбит составляет от 350 км (при выводе на орбиту с борта Международной Космической Станции) до 1000 км (при запуске в качестве попутной полезной нагрузки ракет-носителей типа «Рокот» и «Днепр»). Диапазон наклонений орбит лежит, соответственно, в пределах от 50° до 98°. Типовые высокоэллиптические орбиты радиолюбительских спутников имеют высоту до 36 000 км в апогее и до 4 000 км в перигее при наклонении 30°.

Вследствие различного уровня разработчиков любительские спутники отличаются большим конструктивным многообразием – от коробочки с передатчиком, укрепленной на отработавшем гарантийный срок скафандре, выброшенном из орбитальной станции («*AO-54*»), до космических аппаратов массой в сотни килограмм с трехосной системой ориентации и мощным бортовым ретрансляционным комплексом («*AO-40*»).

Тенденцией последних лет является кардинальное снижение массы радиолюбительских спутников и стандартизация их размеров, что позволяет использовать коллективные адаптеры для размещения космических аппаратов на ракете-носителе и отделения их после вывода на орбиту. Наиболее популярным стандартом при разработке сверхмалых спутников является *CubeSat*.

Принципиально иной подход к идеологии построения отечественных СМКА научного и социально-экономического назначения предлагается в рамках данного исследования. В соответствии с данным подходом, широкий спектр задач в космическом пространстве может быть решен на базе унифицированной космической платформы стандарта *CubeSat*, разработанной совместно с инновационным предприятием – Лабораторией проектирования сверхмалых космических аппаратов «Астрономикон», являющимся резидентом фонда «Сколково» (<http://astronomikon.ru>).

В качестве стартового варианта унифицированной космической платформы представлена многоцелевая блочно-модульная микроспутниковая платформа «Синергия», выполненная в соответствии со спецификацией *CubeSat* в конструктивных форматах 1U, 2U и 3U.

Платформа «Синергия» блочно-модульного типа, предназначенная для проведения технологических и научных экспериментов в космическом пространстве. Она представляет собой СМКА, состоящий только из служебных подсистем. В зависимости от космической миссии платформа может быть доукомплектована научной аппаратурой под конкретные задачи.

При дальнейших увеличениях работ по проектированию СМКА ключевым направлением развития технологии до 2020 г. связано с созданием эффективных «роев» микро- и наноспутников (*formation flying*) с возможностью разворачивания группировки за несколько дней. При этом для связи между аппаратами предлагается применять устройство лазерной связи, построенного на базе лазерного светодиода; т.е. для обеспечения связи между группировкой наноспутников целесообразно применять разрабатываемую систему по причине того, что, применение радиоканала с увеличением численности группировки приведет к дополнительным помехам в радиоэфире.

Таким образом, цель исследовательской работы: разработка идеологии и программно-алгоритмических решений создания комплексной системы, способной собирать информацию со служебных подсистем платформы наноспутника, а также полезной нагрузки с целью последующей ее передачи на заданное расстояние посредством источника когерентных излучений (светодиодного лазера) для проведения научных и технологических экспериментов в космическом пространстве.

Для достижения оставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- разработка аппаратной части;
- разработка схем интерфейса механических частей системы;
- построение общих, принципиальных и электрических схем разработанной аппаратной части;
- разработка программной части системы управления, а именно – программного обеспечения, с помощью которого должна осуществляться передача информации с платформы «Синергия» по заданной циклограмме;
- создание алгоритма процесса приема-передачи информации, оптимизация его по времени;
- проведение тестовых испытаний системы;
- сравнение по заданным критериям разработанной системы с аналогичными (рисунок 1).

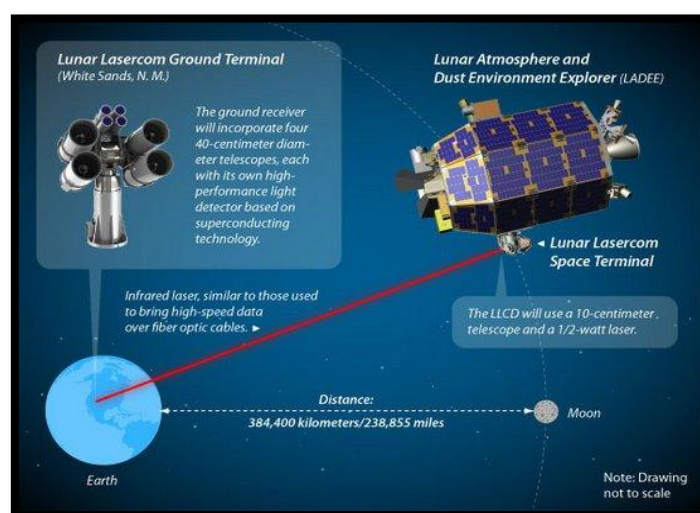


Рисунок 1 - Аналог разрабатываемой системы

Список литературы:

1. Малыгин Д. В. Трехмерная интеграция электронных компонентов подсистем многоцелевой платформы «Синергия» // Форум аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение», 41-44 стр., Издательство ТПУ.
2. Малыгин Д. В., Куприков Н. М. Применение процессора «Мультиклет» в качестве бортового кибернетического устройства многоцелевой платформы «Синергия» // XXI Международная студенческая школа-семинар, стр. 78-79, изд. МИЭМ
3. Малыгин Д. В., Куприков Н. М. Design of onboard control system for extra small satellites based on single chip FPGA // 64th International Astronautical Congress 2013, ID20201
4. Малыгин Д. В. Многоцелевая сверхмалая космическая платформа «Синергия» блочно-модульного типа // каталог XVI конкурса бизнес-идей, научно-технических разработок и научно-исследовательских проектов «Молодые, Дерзкие, Перспективные» (СПб)
5. Малыгин Д. В. Разработка трехмерно-интегрированной микросборки бортового комплекса управления многоцелевой сверхмалой космической платформы «Синергия» блочно-модульного исполнения // каталог XVIII Санкт-Петербургской ассамблеи молодых ученых и специалистов (СПб).

Восстановление связи с потерянным спутником с помощью технологии SDR

Подольский А.С., Ананьин А.А., Дубатов А.В.

National Instruments, 119361, Россия, г. Москва, ул. Озерная, 42, офис 1201

E-mail: apodolsky@ni.com

В 1978 году в рамках международной программы сотрудничества NASA и Европейского космического агентства был запущен в космическое пространство спутник ISEE-3, International Sun/Earth Explorer 3 (изображение приведено на рисунке 1) [1]. В течение своего активного функционирования спутник успешно выполнил ряд миссий по изучению взаимодействия Земного магнетизма и солнечной радиации, по изучению свойств вещества в хвостах комет 21P/Якобини-Циннера и Галлея (в это время известный под именем Международный исследователь комет - International Cometary Explorer, ICE) [2], он первым среди подобного рода аппаратов вышел в точку Лагранжа L1 для изучения солнечного излучения. Впоследствии, спутник был переведен на гелиоцентрическую орбиту с целью изучения процессов выбросов массы солнечной материи в космическое пространство.

Однако в 1997 году проект был закрыт, и спутнику был передан сигнал на выключение его оборудования. Спутник был предоставлен гравитации, и, по расчетам, сближение его траектории с Землей ожидалось только в 2014 году.

В сентябре 2008 года с помощью сети обсерваторий Deep Space Network был обнаружен сигнал ISEE-3, установлено и уточнено его месторасположение и траектория. Также было установлено, что на борту спутника имеется запас топлива, а его измерительные системы исправны и готовы к работе. Уточненные данные гласили, что в 2014 году будет возможно выполнить активацию спутника, так как в это время он приблизится к Земле на минимальное расстояние.

Группа энтузиастов, объединившаяся в группу ISEE-3 Reboot Project, поставила перед собой задачу восстановить управление дезактивированным спутником, перевести его на новую орбиту и использовать его для задач, связанных с изучением пролетающих мимо Земли комет. Уникальность данного проекта состоит в том, что он выполнялся частными энтузиастами, а его финансирование велось за счёт пожертвований частных лиц и

организаций, без помощи каких-либо правительственных организаций, т.н. методом краудфандинга.

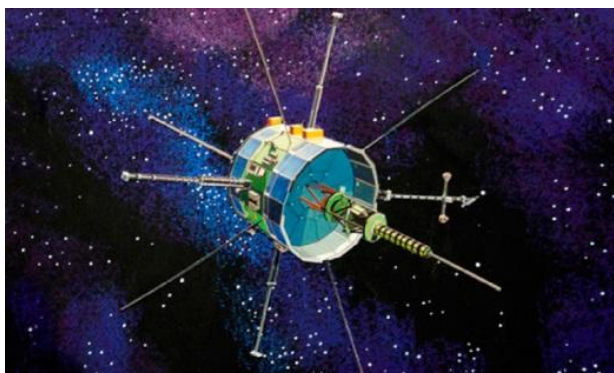


Рисунок 1 – Спутник ISEE-3

Для этого нужно было установить связь со спутником, запустить двигатели и совершить сложный маневр.

Одной из наиболее сложных проблем при реализации данного проекта явился тот факт, что NASA в 1999 году в ходе модернизации обсерватории списало наземное оборудование, необходимое для связи с ISEE-3, а техническая документация по управлению спутником и приему телеметрической информации оказалась частично утраченной. Тем самым, нужно было самостоятельно заново создать на Земле систему связи с уже запущенным спутником.

Для воссоздания системы связи была выбрана платформа USRP программно-определяемой радиосистемы (Software-Defined Radio – SDR) компании Ettus Research, которая сейчас входит в состав National Instruments. Программная гибкость платформы USRP позволила ученым в кратчайшие сроки воссоздать модем, установить полноценную связь со спутником и установить удаленный контроль над ним.

В отличие от традиционных радиосистем, в программно-определяемых радиосистемах большая часть обработки сигналов, включая модуляцию и демодуляцию, фильтрацию и кодирование, выполняется программно, с помощью вычислительных ресурсов компьютера. Это позволяет гибко и быстро изменять не только отдельные параметры, но и всю работу системы [3].

Особенностью систем SDR производства National Instruments является использование в качестве вычислительных средств как традиционных процессоров, так и высокопроизводительных программируемых логических интегральных схем (ПЛИС). На рисунке 2 показана типичная структурная схема устройств SDR производства NI.

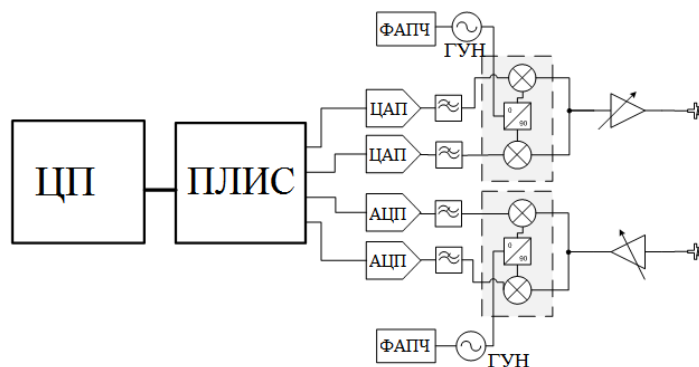


Рисунок 2 - Структурная схема устройства SDR

На рисунке 2 использованы следующие обозначения:

- АЦП – аналого-цифровой преобразователь,
- ГУН – генератор, управляемый напряжением,
- ПЛИС – программируемая логическая интегральная схема,
- ЦП – центральный процессор,
- ЦАП – цифро-аналоговый преобразователь.

Применение в устройствах SDR многоядерных процессоров позволяет распределить выполнение различных задач цифровой обработки сигналов по вычислительным ядрам, а применение ПЛИС позволяет использовать такие их преимущества, как возможность выполнения параллельных вычислений и конвейерная обработка данных, для построения высокопроизводительных систем обработки и формирования сигналов. Использование в SDR системах как традиционных процессоров, так и ПЛИС, позволяет также обеспечить аппаратный детерминизм и минимальное время задержки, необходимые при работе с современными широкополосными сигналами со сложными типами модуляции. Дополнительно некоторые модели NI USRP комплектуются GPS приемником, позволяющим синхронизировать устройства, разнесенные на сотни километров для создания распределенных систем.

На рисунке 3 изображены различные устройства SDR National Instruments - USRP, FlexRIO, VST, - предлагающие различный уровень производительности в зависимости от степени сложности и масштаба задачи.

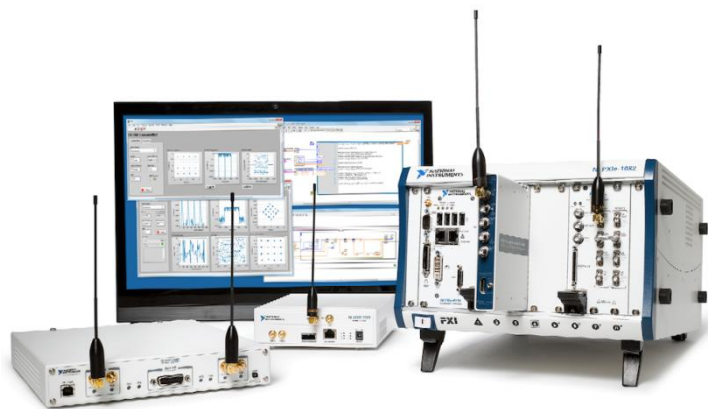


Рисунок 3 - SDR Платформа National Instruments

Важнейшей частью SDR платформы National Instruments является графическая среда разработки LabVIEW, позволяющая быстро разрабатывать алгоритмы обработки сигналов и управления оборудованием в интуитивно понятном графическом виде. LabVIEW также позволяет применять этот же графический подход к программированию ПЛИС, которые традиционно программируются в сложных языках описания аппаратуры. В совокупности с гибким аппаратным обеспечением, это позволяет колоссально упростить процесс и сократить время разработки систем.

Именно благодаря графическому программно-определяемому подходу проектирования радиосистем командой инженеров проекта ISEE-3 Reboot Project в максимально сжатые сроки, в течение мая-июня 2014 года, удалось наладить связь со спутником, перевести его в режим удаленного управления, уточнить его месторасположение и параметры его орбиты. Был произведен успешный запуск двигателей, что позволило спутнику выйти на номинальный режим движения и быть готовым к коррекции его орбиты. Однако, дальнейший маневр для перехода на заданную орбиту не увенчался успехом вследствие утечки азота, используемого для продувки топливных баков [4]. Команда проекта

ISEE-3 Reboot Project приняла решение сосредоточиться на приёме информации от измерительной аппаратуры спутника, движущегося по новой гелиоцентрической орбите, сходной по своим параметрам с Земной. Получаемая информация используется для изучения, в частности, вспышек гамма-излучения.

ISEE-3 стал первым межпланетным космическим аппаратом, управляемым гражданской командой энтузиастов, и его научные данные доступны любому желающему онлайн [5]. Кроме того, проект ISEE-3 Reboot Project показал, как молодые ученые, горящие космосом и инженерией, могут с помощью таких современных технологий, как программно-определяемые радиосистемы, изменять мир к лучшему.

Список литературы:

1. International Cometary Explorer. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://en.wikipedia.org/wiki/International_Cometary_Explorer, свободный. – Загл. с экрана.
2. Kenneth Chang. Calling Back a Zombie Ship From the Graveyard of Space // The New York Times, June 15, 2014, A1
3. Software Defined Radio. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ni.com/sdr/>, свободный. – Загл. с экрана.
4. Rosanne Skirble, «Citizen Scientists Command NASA Satellite» // Voice of America, September 11, 2014.
5. A Spacecraft for all. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://spacecraftforall.com/>, свободный. – Загл. с экрана.

Работа с молодыми специалистами (выпускниками вузов) на предприятиях оборонно-промышленного комплекса, занимающихся космической деятельностью в инновационных условиях

Шульгин Е.М., начальник отдела управления персоналом
Акционерное общество «Научно-производственный центр «Полюс»
634050, Россия, г. Томск, пр. Кирова 56 «в»
E-mail: sembox@mail.ru

Молодежная кадровая политика АО «НПЦ «Полюс» определяет целевые ориентиры работы с молодежью, ее основные направления, является элементом общей концепции развития предприятия и формирования корпоративной культуры. Молодежная кадровая политика ориентирована на студентов и выпускников учреждений высшего и среднего профессионального образования профильных для предприятия специальностей, а также молодых специалистов и работников «Полюса».

Молодежная кадровая политика реализуется путем решения следующих задач:

- проведение профориентационных мероприятий среди учащихся общеобразовательных, средних, высших профессиональных учреждений с целью их привлечения для поступления в ФГОУ и работы на предприятии;
- привлечение и закрепление на предприятии наиболее инициативных, работоспособных, обучаемых, креативных и компетентных молодых работников с высокой мотивацией к эффективной деятельности;
- повышение профессионального, интеллектуального, творческого потенциала молодежи как базы для осуществления успешной кадровой политики;
- создание условий для развития деловой активности и инициативы молодых работников;
- формирование культуры внутрипроизводственных и межличностных отношений;
- социальная поддержка молодых работников.

- обеспечение возможности для каждого молодого специалиста и работника быть включенным в активную производственную, социально-экономическую и культурную деятельность предприятия;
- воспитание у молодых работников чувства гордости, приверженности корпоративным ценностям, стремления к активному участию в решении стоящих перед предприятием задач;
- приобщение молодежи к здоровому образу жизни, культурным ценностям;
- обеспечение возможности для молодежи общаться с молодыми работниками других организаций (конференции, форумы и т.д.).

Меры по привлечению молодых специалистов

В условиях перехода вузов на многоуровневую систему подготовки специалистов на предприятии разработаны методы привлечения, подбора и подготовки квалифицированных кадров для предприятия.

В соответствии с утвержденным планом приема молодых специалистов в вузы направляются заявки на специалистов по необходимым специальностям и направлениям подготовки.

Отдел управления персоналом активно участвует во всех ярмарках вакансий и Днях карьеры, проводимыми вузами, что дает возможность посетить профилирующие кафедры, провести презентацию предприятия перед студентами и выпускниками вуза, провести первоначальные собеседования, получить резюме потенциальных кандидатов на трудоустройство или прохождение практики на «Полюсе».

Составлен план работы по тщательному отбору студентов для прохождения практики с последующим приемом выпускников на работу. Разработаны анкеты для руководителей практики и студентов-практикантов. Анкетирование и тестирование позволили заранее узнать основные профессиональные характеристики практикующегося и провести наиболее эффективный отбор будущих кадров предприятия. На предприятии ежегодно проходят практику около 50 студентов вузов. По результатам практики наиболее перспективные студенты досрочно приняты на должность техника.

Постоянно проводятся профориентационные встречи со студентами, организуются презентации, экскурсии по предприятию, где дается информация об истории НПЦ «Полюс», его настоящей деятельности и перспективах развития. Подготавливаются и публикуются материалы о деятельности и потребности предприятия в молодых специалистах в многотиражных газетах вузов, в сборнике «Путеводитель по предприятиям».

Помимо этого, отдел управления персоналом принимает активное участие в ежегодной работе комиссий вузов по распределению молодых специалистов. Активизирована деятельность сотрудников НПЦ «Полюс», работающих на кафедрах вузов и участвующих в заседаниях ГАК, с целью подбора и привлечения на предприятие наиболее перспективных и талантливых выпускников.

Разработано и действует положение о порядке приема и стимулировании бакалавров и магистров. На работу принимаются бакалавры (на 20-часовую рабочую неделю), продолжающие дальнейшее обучение по магистерской программе. Это позволяет вести целенаправленную подготовку работников для предприятия, корректировать их учебный план. Из числа желающих работать в НПЦ «Полюс» приглашаются те студенты, которые имеют высокий балл успеваемости. Ежегодно принимается на работу 60 молодых специалистов с высшим образованием.

Меры по закреплению молодых специалистов

Работа с молодыми специалистами рассматривается как приоритетное направление деятельности отдела управления персоналом. Отделом управления персоналом и руководством предприятия предпринимаются конкретные действия по сохранению и закреплению на предприятии активно работающих молодых специалистов. Для этого разработана специальная программа. Она предусматривает как меры социально-

экономического характера, так и меры обеспечения условий для творческого развития и научного роста специалистов.

При этом используются различные рычаги воздействия: как моральные (рекомендации по обучению в аспирантуре, награды, грамоты и др.), так и материальные (повышение заработной платы, установление стимулирующих доплат и специальных надбавок к зарплате за выполнение особо важных заказов, научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ). Лучшие молодые специалисты рекомендуются на соискание премий в области науки и техники, а также в соответствии с указом Президента РФ «О мерах государственной поддержки молодых работников организаций оборонно-промышленного комплекса РФ» – на назначение президентской стипендии. На сегодняшний день данной стипендией удостоены 6 человек. Особое внимание уделяется сохранению интереса у молодых сотрудников к новым научно-техническим разработкам. Политика предприятия направлена на привлечение молодежи к научному творчеству, на повышение числа молодых кандидатов. Разработана система материального поощрения за занятие научно-технической деятельностью. Действует Положение о поддержке молодых научных кадров, в соответствии с которым устанавливаются доплаты к должностным окладам за наличие ученых степеней, а также сотрудникам, обучающимся в аспирантуре. Выплачиваются вознаграждения при защите диссертации по тематике предприятия и получении патента на изобретение.

В рамках государственного плана подготовки научных работников для организаций ОПК, утвержденного приказом Министерства образования и науки РФ от 16.05.2011 № 1621, АО «НПЦ «Полус» в 2014 году с учетом заявки в Роскосмос на целевую подготовку научных работников в федеральных государственных образовательных учреждениях утверждено для подготовки научных кадров направляются специалисты в вузы.

Все эти меры позволяют ежегодно увеличивать количество аспирантов и соискателей, стимулировать научно-техническую и инновационную деятельность.

В этом году для выявления и поддержки наиболее талантливых молодых специалистов, принимающих активное участие в разработке, конструировании и изготовлении образцов наукоемкой техники, повышения статуса и престижа инженерно-технических профессий проведен очередной конкурс «Лучший молодой специалист» АО «НПЦ «Полус». Победители конкурса поощрены денежными премиями.

Разработана и реализуется программа «Адаптация молодых специалистов», предназначенная для обучения молодых специалистов, проработавших в АО «НПЦ «Полус» не более одного года. В процессе обучения молодые специалисты получают знания об истории и достижениях отечественной космонавтики и роли предприятия в создании ракетно-космических систем и комплексов, понимание основ корпоративной культуры. Данная программа помогает молодым специалистам в более короткий срок понять особенности структуры, управления и работы подразделений предприятия, что позволяет ускорить процесс адаптации молодежи и ее интеграции в коллектив.

Деятельность Совета молодых специалистов

С целью поддержки молодых специалистов на производстве в АО «НПЦ «Полус» созданы и действуют филиалы Ассоциаций выпускников томских вузов.

Работает совет молодых специалистов (СМС). Он создан для решения следующих задач:

- выражения и защиты интересов молодежи;
- помощи молодым в адаптации на предприятии;
- содействия администрации в повышении эффективности работы с молодыми специалистами;

- контроля за соблюдением их прав и обязанностей;
- повышения творческой и научной активности и инициативы.

Основные направления работы Совета:

- научное;

- связи с общественностью;
- социально-бытовое;
- спортивное;
- культурно-массовое.

Главная задача Совета – консолидация молодых работников, вовлечение их в производственную и общественную жизнь предприятия. Молодежь участвует в различных спортивных мероприятиях, научно-практических конференциях, многочисленных экологических проектах, благотворительных акциях, рационализаторской деятельности. Совет молодых специалистов регулярно организует и проводит встречи с ветеранами войны и производства, поездки выходного дня, различные конкурсы и состязания, что в значительной степени способствует сплочению производственных коллективов, воспитанию и укреплению чувств товарищества, взаимопомощи и взаимовыручки.

Список литературы:

1. Коллективный договор АО «НПЦ «Полюс» на 2013 – 2014 годы.
2. Внутренние отчеты АО «НПЦ «Полюс».
3. Политика в области качества АО «НПЦ «Полюс».
4. Политика в области управления персоналом АО «НПЦ «Полюс».
5. Стандарт организации в области управления персоналом АО «НПЦ «Полюс».
6. Планы работы управления персоналом АО «НПЦ «Полюс».
7. Планы и отчеты совета молодых специалистов ОА «НПЦ «Полюс».

**ИЗ ВОСПОМИНАНИЙ ВЫПУСКНИЦЫ
КАФЕДРЫ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ И УСТРОЙСТВ ТПИ
1971 Г. ВОЛКОВОЙ (СКВОРЦОВОЙ) ГАЛИНЫ МИХАЙЛОВНЫ**

Как я в один прекрасный день стала известной личностью на заводе

1971 год. Отгремели празднества по поводу окончания ВУЗа. «...Ну вот и все! Уже сдана зачетка, единым росчерком мы сняты с подотчета». Впереди работа, новая жизнь. Согласно распределению, мне предстояло ехать в Омск. Завод поразил с первых минут



знакомства с ним. Очень уютная, по-домашнему чистая территория с очень милыми уголками, где из лежащего на земле березового полена, в котором сделано углубление и засыпана земля, растут розы. Скамейки для отдыха, тенистые аллеи, кругом цветы. Первое знакомство с производством также поразило: сборочные производственные помещения такого предназначения обычно находятся под землей. Здесь герметичные окна и дневное освещение.

Я была направлена в группу инженеров-исследователей. На участке сборки, к которому я была прикреплена, собирались и проходили испытания гироскопы, которые впоследствии устанавливались на изделие, выпускаемое заводом. В мою задачу входило: определить причину, по которой гироскоп отказал на испытаниях, указать способ ее устранения и доказать нераспространяемость дефекта этого прибора на другие приборы из этой партии. Эта работа велась под неусыпным контролем военного представителя заказчика в чине полковника.

Было ясное весеннее утро. Руководитель группы и двое ведущих специалистов уехали на военную базу, куда их вызвали для консультаций. Другие коллеги разошлись по своим участкам. Я была в группе одна, когда позвонили из цеха и сказали, что с испытания сошло сразу четыре гироскопа. Сказать, что это событие, из ряда вон выходящее – значит не сказать ничего! Сломая голову бегу на сборку. Когда я поднялась в цех, с испытания сошло уже восемь приборов! Стоят один к другому сиротливой, зловещей линией. Узнаю от испытателей, что у всех приборов один дефект. Прошу включить прибор и вижу, что не работает система раскочки по оси подвеса гироскопа. Мысли понеслись в голове со страшной силой! Что делать?! Но все же одна зацепка появилась с первой минуты работы с прибором. Чтобы убедиться в правильности моей догадки, я бегу в механический цех, где изготавливаются детали, используемые при сборке оси подвеса. Прошу чертежи, которые, к моему удивлению, мне выдали без вопросов, изучаю их. И вот оно! Эврика! Одна деталь по оси подвеса, как я и предположила, изготовлена не по чертежу. Это нереально! Но это так! Она с первого взгляда показалась мне «не родной». От радости открытия «в зобу дыхание сперло»! Я тут же поделилась с кем-то своим открытием, а по дороге в цех еще с кем-то... До сборочного цеха мне дойти не удалось, т.к. меня срочно попросили зайти к военному представителю. Он спросил меня о том, знаю ли я, что на моем участке сошло с испытаний восемь приборов? Я гордая от того, что причина дефекта установлена, стала объяснять ему, что через час будет готов акт исследования. Он попросил у меня бланк акта исследования и написал на нем: «Прошу с Вашего разрешения принять участие в исследовании». Мне, естественно, ничего не оставалось, как согласиться. Далее я вновь продолжила свой путь в сборочный цех. И опять на полпути меня срочно пригласили к главному инженеру завода.

В кабинете вместе с главным инженером был начальник сборочного цеха. Когда я вошла, то шестым чувством почувствовала, что из уст главного инженера готовы сорваться самые «убедительные» русские слова, которыми иногда пользовались руководители в экстремальных ситуациях. На деле же он с удивлением и вопросом посмотрел на начальника цеха, который, в свою очередь, утвердительно кивнул ему. –« ПРОМОКАШКА!!! (это

относилось ко мне) И кого это ваш Копытов к нам присылает?! (это относилась к начальнику сборочного цеха, он тоже был выпускником нашей кафедры). Она остановила мне завод!!!» Что было дальше страшно вспомнить. Именно в этот момент я с ужасом понимаю, что нераспространяемость на партию в данном случае доказать невозможно. Бракованных деталей в партии 57! Где они??? Как бы, прочитав мои мысли, главный инженер спросил меня о том, сколько деталей в бракованной партии? Я ответила – 57. –«Все..., иди..., пиши свой акт... и на глаза мне прошу не попадаться!». Я вышла из кабинета, реальный мир перестал для меня существовать. Что я наделала?!

Шли дни. На моем участке было тихо. Сборка была остановлена. Я, в сотый раз, переписав акт исследования, решила пойти с ним к главному инженеру завода. Увидев меня на пороге своего кабинета, он попросил меня удалиться и не доводить его до греха. Я поняла, что плохи наши дела! Что делать? Надо рассказать обо всем директору завода, он, наверняка, поможет разрешить ситуацию. Я, наивно полагая, что директор завода не в курсе сложившейся ситуации, направилась в его приемную. Секретарь мне сказала, что как только он появится, она мне перезвонит. Долго ждать звонка мне не пришлось. На трясущихся ногах я вошла в кабинет директора завода. Начала свой рассказ, он слушал меня молча. Закончить свое повествование мне не удалось: в кабинет вошел главный инженер. Он спросил меня о том, кто мне разрешил зайти к директору завода. Я ответила, что не знала у кого спрашивать разрешения. Главный инженер, указывая на меня, доложил директору, что заботами этого молодого специалиста остановлен завод. На что директор ответил, что справедливости ради надо отметить, что эта девочка раньше всех служб установила причину дефекта, очень переживает за свое дело, а это дорогого стоит! Жалко, что о ее открытии первыми узнали представители заказчика, а не коллеги. А в остановке завода виноват тот, кто сделал бракованные детали, а не тот, кто честно делает свою работу. От таких слов из уст директора завода, на которые я, конечно же, не рассчитывала, мне захотелось зареветь, но я держалась изо всех сил...

Противостояние завода и военной приемки заказчика продолжалось еще несколько дней. Но все когда-то заканчивается.

Да, действительно, прав поэт: «Опыт – сын ошибок трудных!» Так знания, полученные в институте, и реалии заводской жизни формировали из нас производственников. В жизни случались нестандартные ситуации, но эту я запомнила на всю жизнь. Через год, когда моя кандидатура среди других была выдвинута на пост первого секретаря комитета ВЛКСМ завода, главный инженер был против, аргументировав это тем, что такие специалисты нужны на производстве. За «промокашку» он извинился в рабочем порядке. И еще долго, каждая встреча с ним на территории завода, вызывала у меня воспоминания и добрую улыбку.

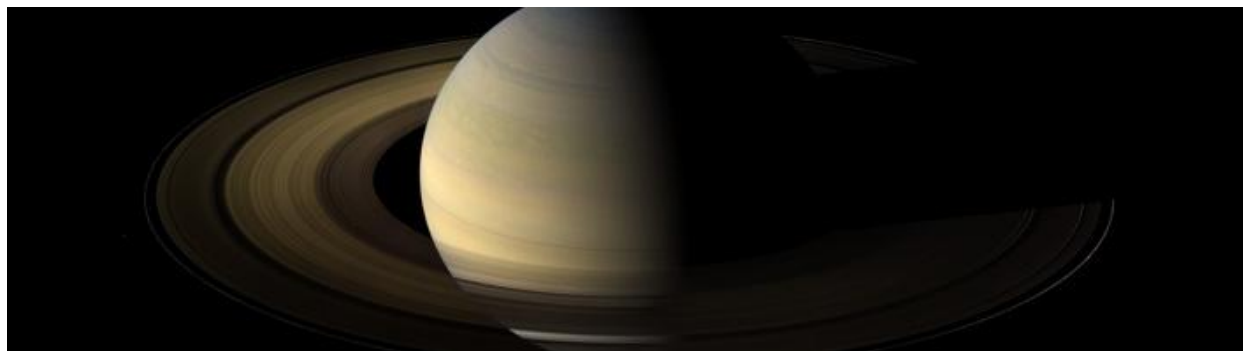
СЕКЦИЯ №1

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Природные условия планеты Сатурн

Аршинова А.А.

Научный руководитель: Нестеренко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: frogys1995@mail.ru

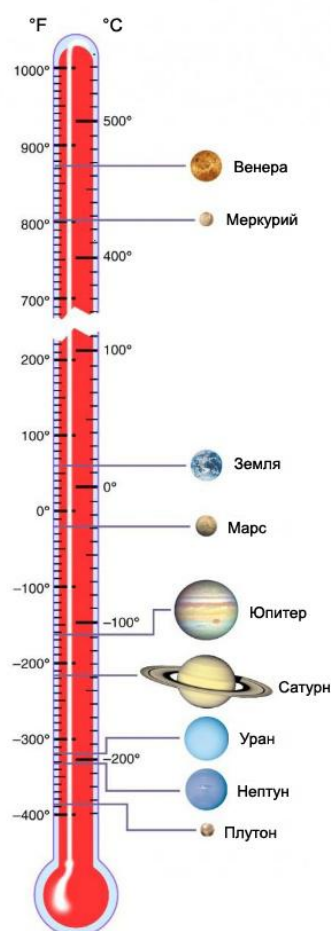


Человечество уже давно изучает другие планеты нашей галактики, исследуя их природные условия. Каждая из планет по-своему необычна, но особое внимание притягивает Сатурн. Сатурн – шестая по счету планета от Солнца, а по размерам вторая в Солнечной системе. Он находится на расстоянии около 1,4 млрд. км (886 000 000 миль) или 9,5 АЕ. На сегодняшний день официально у Сатурна обнаружено 53 спутника, но еще 9 спутников ждут подтверждения для их открытия. Сатурн имеет самую захватывающую кольцевую систему из всех планет Солнечной системы, которая состоит из семи колец с несколькими пробелами и промежутками между ними. Период обращения Сатурна вокруг оси составляет 10 часов 14 минут, а период обращения вокруг Солнца 29 лет 168 суток. Диаметр планеты на экваторе составляет 120536 километров [1].

Эта планета входит в классификацию газовых гигантов. Сатурн назван в честь римского бога земледелия. По большей части Сатурн состоит из водорода, что составляет 96,3 процента, а на примеси гелия и следы воды, метана, аммиака и тяжёлых элементов приходится всего лишь 3,7 процента. Внутренняя область планеты представляет собой небольшое твердое ядро с температурой 12000 К и весом от 10 до 20 раз массивнее Земного. Это ядро состоит из никеля, льда и железа, оно окружено внешним ядром, состоящим из метана, воды и аммиака. Далее оно покрыто тончайшим слоем жидкого металлического водорода, а лишь после этого идет область вязкого водорода и гелия. Эти водород и гелий становятся газообразными у поверхности планеты и сливаются с ее атмосферой [2]. Внешняя атмосфера планеты видна из космоса однородной и спокойной, хотя временами на ней появляются долговременные образования. Ниже этой атмосферы располагается океан жидкого молекулярного водорода. На глубине около половины радиуса планеты давление достигает в нём 3 миллиона атмосфер, и поэтому водород уже не может существовать в молекулярном состоянии. Он становится металлическим, хотя и по-прежнему жидким. Скорость ветра на Сатурне достигает местами 500 км/ч. Направление ветров восточное. При отдалении от экватора сила ветров ослабевает, а также замечается появление западных атмосферных течений. Плюс ко всему, выше приведенные данные указывают о том, что циркуляция атмосферы происходит и в верхних слоях облаков, и на глубине примерно до 2000 километров [1].

В атмосфере Сатурна могут появляться устойчивые образования, которые представляют собой сверхмощные ураганы. В 2008 году камерами станции «Кассини» были получены изображения северного полюса Сатурна в инфракрасном диапазоне. На этих изображениях были обнаружены полярные сияния, аналогов которым ещё ни разу не наблюдалось в Солнечной системе. Эти полярные сияния состоят из непрерывных ярких колец овальной формы, которые окружают полюс планеты. Кольца находятся на широте в $70\text{--}80^\circ$. Южные кольца находятся на широте в среднем $75 \pm 1^\circ$, а северные — ближе к полюсу на $1,5^\circ$, благодаря тому, что магнитное поле в северном полушарии несколько сильнее. Иногда кольца приобретают спиральную форму вместо овальной. Предположительно, полярные сияния рождаются благодаря магнитному пересоединению под действием солнечного ветра. Их вид и форма сильно меняются с течением времени. Их яркость и расположение непрерывно связаны с давлением солнечного ветра: если оно больше, то сияния ближе и ярче к полюсу. Во время штормов и бурь на Сатурне можно увидеть мощные разряды молнии. Эти разряды вызывают электромагнитную активность Сатурна, которая может колебаться с годами от очень сильных электрических бурь до почти полного их отсутствия.

На северном полюсе Сатурна образован гигантский шестиугольник из облаков. Еще в 1980-х годах это явление было обнаружено во время пролётов «Вояджера» около Сатурна, такое явление было единственным во всей Солнечной системе. Этот шестиугольник находится на широте 78° , и длина каждой его стороны составляет приблизительно 13800 километров, а это больше диаметра Земли. Период вращения шестиугольника - 10 часов 39 минут. Данный период равен периоду изменения количества радиоизлучения, который, равен периоду вращения внутренней части Сатурна. Вовнутрь этого шестиугольника можно поместить четыре Земли. Пока не существует полного объяснения этого явления.



Один из самых **интересных фактов планеты Сатурн** это его плотность, которая самая низкая из всех планет, плюс к этому, Сатурн является менее плотным, чем вода и, следовательно, если поместить его в ванну, то он будет плавать. У Сатурна есть планетарное магнитное поле, которое занимает по напряжённости промежуточное положение между магнитным полем Земли и мощным полем Юпитера. Магнитное поле Сатурна растягивается на 1 000 000 километров по направлению Солнца. Ударная волна, зафиксированная «Вояджером-1» была на расстоянии в 26,2 радиуса Сатурна от самой планеты, а магнитопауза была расположена на расстоянии в 22,9 радиуса.

В верхних слоях атмосферы температура Сатурна очень низкая (около -140°C) и может опускаться до -175°C , но по мере приближения к центру планеты температура увеличивается за счёт тепла, исходящего от ядра. Сатурн, фактически, сам генерирует тепло. Он вырабатывает в 2,5 раза энергии больше, чем получает от Солнца.

Сейчас известно, что все газообразные гиганты имеют кольца, но у Сатурна они самые заметные. Сатурн находится дальше из всех планет, которую можно увидеть с Земли невооруженным человеческим взглядом. Золотые и желтые полосы, которые видны в атмосфере Сатурна, являются результатом быстрых ветров в верхних слоях атмосферы, скорость которых примерно 1100 миль/час (1800 км/час). Кольца

Сатурна состоят из частичек льда и небольшого числа тяжёлых элементов и пыли. Угол, под которым кольца

расположены к плоскости эклиптики, составляет примерно 28° . Еще Гюйгенс предполагал, что кольца не представлены сплошным твердым телом, а состоят из множества мельчайших частиц, которые находятся на околопланетной орбите. Сейчас на орбите Сатурна располагается автоматическая межпланетная станция «Кассини», она была запущена в 1997 году и достигла системы Сатурна в 2004, задачей этой станции является изучение структуры колец (рисунок 1), а также динамики магнитосферы и атмосферы Сатурна [3].

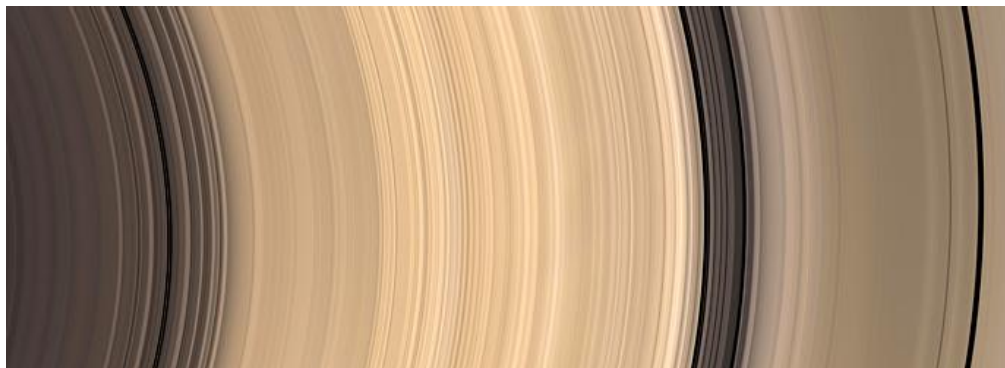


Рисунок 1 - фотография, сделанная космическим телескопом Кассини, показывает потрясающую систему колец Сатурна. Эта система состоит из сотни более мелких колец и пробелов

Кольца принято делить на три основных и еще одно четвертое – более тонкое. Трем основным кольцам присвоили названия соответствующие первым буквам латинского алфавита. Центральное кольцо В — самое яркое и широкое, отделяемое от внешнего кольца А щелью Кассини ширина которого около 4000 км, в ней находятся тончайшие, почти прозрачные кольца. Внутри кольца А располагается тонкая щель, название которой - разделительная полоса Энке. Кольцо С, которое находится еще ближе к планете, чем В, практически прозрачно.

Кольца Сатурна очень тонкие. Их толщина не достигает и километра, хотя диаметр составляет 250000 километров. Количество вещества, которое составляет кольца совсем незначительно. Если бы его собрали в один монолит, то диаметр его не превысил бы и 100 километров. На рис. 1 видно, что кольца состоят из тысяч колец, которые чередуются со щелями. Частицы имеют размер от 1 сантиметра до 10 метров. Состав частиц: 93 % - лед с незначительными примесями, включающие в себя сополимеры, образующихся под воздействием излучения Солнца, силикаты и 7 % - углерод.

Сатурн до сих пор хранит в себе множество тайн, которые еще предстоит разгадать человечеству [2].

Список литературы:

1. В космосе [Электронный ресурс] - URL: <http://v-kosmose.com/planeta-saturn/>, режим доступа - свободный. – Планета Сатурн.
2. Вольдек А.И. Электрические машины. - Л: Энергия, 1978. – 832 с.
3. Шаронов В. В. Природа планет. – Л: Луч, 1999. – 132 с.
4. Starmission [Электронный ресурс] - URL: http://starmission.ru/planetary_system/3.html, режим доступа - свободный. – Температура на планетах Солнечной системы.

Проектирование маховика исполнительного органа малого космического аппарата

Аюшеев М.С.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: muncko94@mail.ru

Целью работы является проектирование маховика исполнительного органа малого космического аппарата с кинетическим моментом $H=0,2$ Нмс, максимальными размерами $70 \times 70 \times 45$ мм, максимальным управляющим моментом $M_{упр} = 0,02$ Нм.

Для расчета параметров маховика использовались следующие формулы:

момент инерции $J = \frac{H}{\Omega}$, где H – кинетический момент, Ω – угловая скорость вращения;

момент инерции обода маховика: $J_u = m \cdot R_u^2$, где m – масса, R_u – радиус инерции;

масса: $m = V \cdot \gamma$, V – объем, γ – удельная масса материала маховика;

объем: $V = h \cdot \pi \cdot (R^2 - r^2)$, где h – высота обода маховика, R – наружный радиус обода маховика; r – внутренний радиус обода маховика;

момент инерции обода маховика: $J_u = h \cdot \pi \cdot (R^2 - r^2) \cdot \gamma \cdot R_u^2$,

где γ – удельная масса материала маховика; Ω – угловая скорость маховика; R – наружный радиус обода маховика; r – внутренний радиус обода маховика; h – высота обода маховика; R_u^2 – радиус инерции; m – масса обода маховика [1].

Для определения рационального конструкторского варианта по размерам и массе маховика был проведен параметрический расчет вариантов сочетания размеров и массы маховика в зависимости от его угловой скорости. В таблице 1 приведены габаритно-массовые параметры маховика.

Таблица 1 – Габаритно-массовые параметры маховика при различных угловых скоростях вращения и постоянной высоте обода маховика $h = 0,03$ м.

Высота обода маховика h , м	Наружный радиус обода маховика R , м	Внутренний радиус обода маховика r , м	Масса m , кг	Угловая скорости вращения Ω , об/мин
0,03	0,032	0,015	0,482	5000
0,03	0,033	0,017	0,443	5000
0,03	0,034	0,02	0,394	5000
0,03	0,035	0,023	0,370	5000
0,03	0,03	0,01	0,573	6000
0,03	0,031	0,013	0,512	6000
0,03	0,032	0,016	0,464	6000
0,03	0,033	0,018	0,400	6000
0,03	0,034	0,020	0,373	6000
0,03	0,035	0,023	0,382	6000

На рисунке 1 в качестве примера приведена зависимость массы маховика от наружного диаметра при различных значениях высоты обода маховика при угловой скорости $\Omega = 6000$ об/мин.

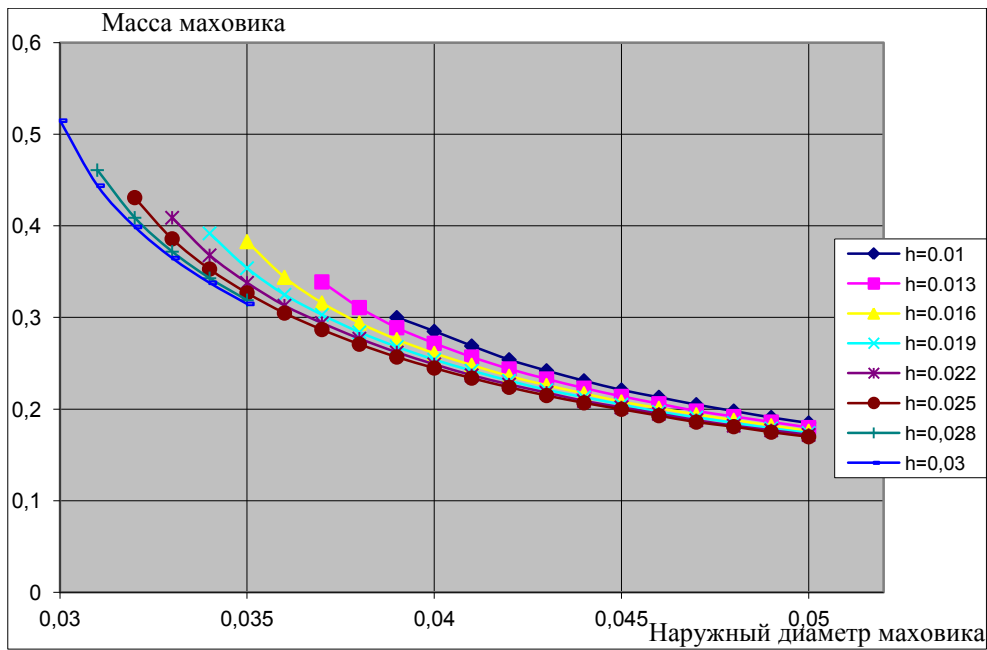


Рисунок 1- Зависимость массы маховика от наружного диаметра при различных значениях высоты обода, $\Omega = 6000$ об/мин

Для рассчитанных параметров маховика была создана его параметрическая 3D модель, приведенная на рисунке 2.

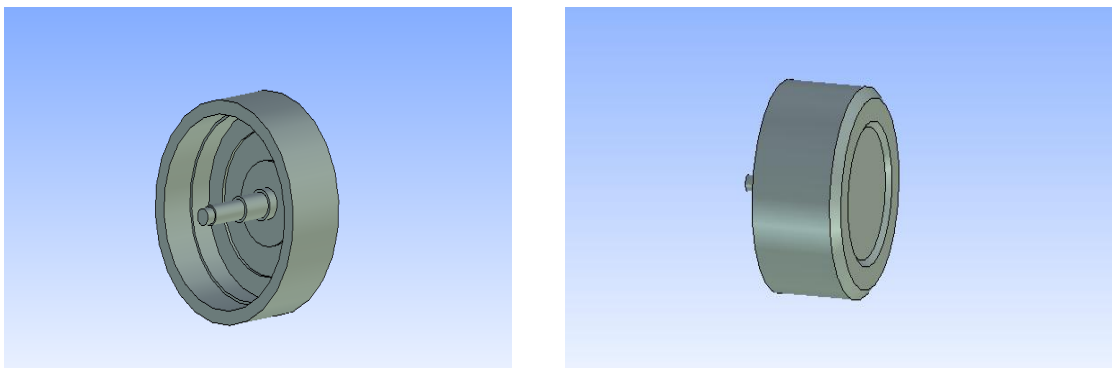


Рисунок 2 - Параметрическая 3D модель маховика

Внутренний радиус маховика рассчитывался по формуле:

$$r = R \cdot \sqrt{1 + \frac{J}{\frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot \pi \cdot h \cdot R^4}},$$

где γ - удельная масса материала маховика; R – наружный радиус обода маховика; r – внутренний радиус обода маховика; h – высота обода маховика; m – масса обода маховика; J – момент инерции.

Поскольку 3D модель маховика параметрическая, то при изменении наружного радиуса маховика модель полностью перестраивается, одновременно происходит пересчет параметров, зависящих от геометрических размеров маховика, в частности, внутреннего

радиуса. На рисунке 3 показаны копии экрана с редактором переменных при двух значениях наружного радиуса маховика.

Имя	Выражение	Значение	Комментарий
Группа:			
x	a*1.06	37.1	
y	a*1.4545	50.9075	
c	a*0.2424	8.484	
л	-a*0.909	-31.815	
д	a*0.2727	9.5445	
б	$(a*0.001*(1+(J/(0.5*3.14*7800*(\pi*0.001)*(a*0.001)^4)))^{0.5}*1000$	23.616097	внутренний радиус
a	35	35	наружный радиус ...
w	6000	6000	Обороты в минуту
h	-л	31.815	
W	$w^2*3.14/60$	628	Рад/с
J	H/W	0.000318	Момент инерции ...
H	0.2	0.2	Кинетический мо...

Имя	Выражение	Значение	Комментарий
Группа:			
x	a*1.06	36.04	
y	a*1.4545	49.453	
c	a*0.2424	8.2416	
л	-a*0.909	-30.906	
д	a*0.2727	9.2718	
б	$(a*0.001*(1+(J/(0.5*3.14*7800*(\pi*0.001)*(a*0.001)^4)))^{0.5}*1000$	20.690426	внутренний радиус
a	34	34	наружный радиус ...
w	6000	6000	Обороты в минуту
h	-л	30.906	
W	$w^2*3.14/60$	628	Рад/с
J	H/W	0.000318	Момент инерции ...
H	0.2	0.2	Кинетический мо...

Рисунок 3 – Расчет внутреннего радиуса маховика при двух значениях наружного радиуса (34 и 35 мм) в редакторе переменных

Применение современных средств автоматизированного проектирования позволяет быстро и эффективно проектировать элементы конструкций космических аппаратов.

Список литературы:

1. Дмитриев В.С., Костюченко Т.Г., Гладышев Г.Н. Электромеханические исполнительные органы систем ориентации космических аппаратов. Часть 1: Учебное пособие, 2013.-208с.
2. Каргу Л.И. Система угловой стабилизации космических аппаратов. М:Машиностроение, 1973.-176с.
3. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.:Наука, 1974.-600с.

Бесконтактные двигатели постоянного тока и управление ими микросхемой LB11880

Буй Дык Бьен

Научный руководитель: Мартемьянов В.М., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: bientomsk@mail.ru

Коллекторные двигатели постоянного тока обладают хорошими регулировочными свойствами и экономичны, но наличие скользящего контакта коллектор - щетки ограничивает область их применения.

В настоящее время в связи с развитием силовой полупроводниковой электроники появились и начали получать все более широкое распространение бесконтактные двигатели постоянного тока. При замене механического коммутатора - коллектора с щетками полупроводниковым коммутатором двигатель постоянного тока становится более надежным и долговечным, создает меньше радиопомех, особенно при высоких частотах вращения, когда очень быстро изнашиваются щетки и значительно увеличиваются искрение и радиопомехи.

В отличие от обычного коллекторного двигателя бесконтактный двигатель постоянного тока обладает рядом характерных особенностей:

- силовая обмотка якоря расположено на статоре и состоит из нескольких катушек, сдвинутых относительно друг друга в пространстве. Ротор выполняют в виде постоянного магнита;
- положение оси магнитного потока ротора по отношению к осям катушек силовой обмотки статора определяется бесконтактными датчиками;
- бесконтактный полупроводниковый коммутатор осуществляет коммутацию катушек силовой обмотки статора по сигналам датчиков положения.

Эти факторы позволяют при устранении скользящего контакта коллектор - щетки сохранить особенность машины постоянного тока, заключающуюся в том, что частота переключения катушек обмотки якоря определяется частотой вращения ротора. Благодаря этому двигатель постоянного тока в основном сохраняет характеристики коллекторного двигателя с независимым возбуждением. В данной работе был использован бесконтактный двигатель постоянного тока от флоппи-дисковода.

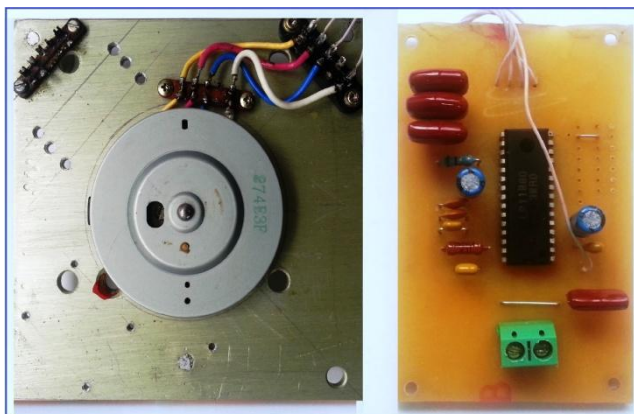


Рисунок 1 - Бесконтактный двигатель постоянного тока от флоппи-дисковода и плата управления

Для привода бесконтактного двигателя постоянного тока (БДПТ) используются отдельные микросхемы, однако в последнее время драйверы БДПТ стали встраивать непосредственно в микропроцессоры. В данном случае, система включает в себя плату микросхемы, дискретных элементов, таких как: резисторы, конденсаторы, стабилизатор. В качестве основной микросхемы привода бесконтактного двигателя постоянного

используется микросхема LB11880 компании SANYO Semiconductor [4]. Данная микросхема содержит драйвер мощной нагрузки, позволяющий подключить бесконтактный двигатель напрямую к микросхеме без дополнительных драйверов. Электрическая схема платы управления БДПТ представлена на рисунке 2.

Основные преимущества микросхемы LB11880: не требует наличия датчиков Холла; не требует других датчиков положения ротора; встроенная защита от перегрева; модуль защиты от перегрузки по току; мощный выходной каскад.

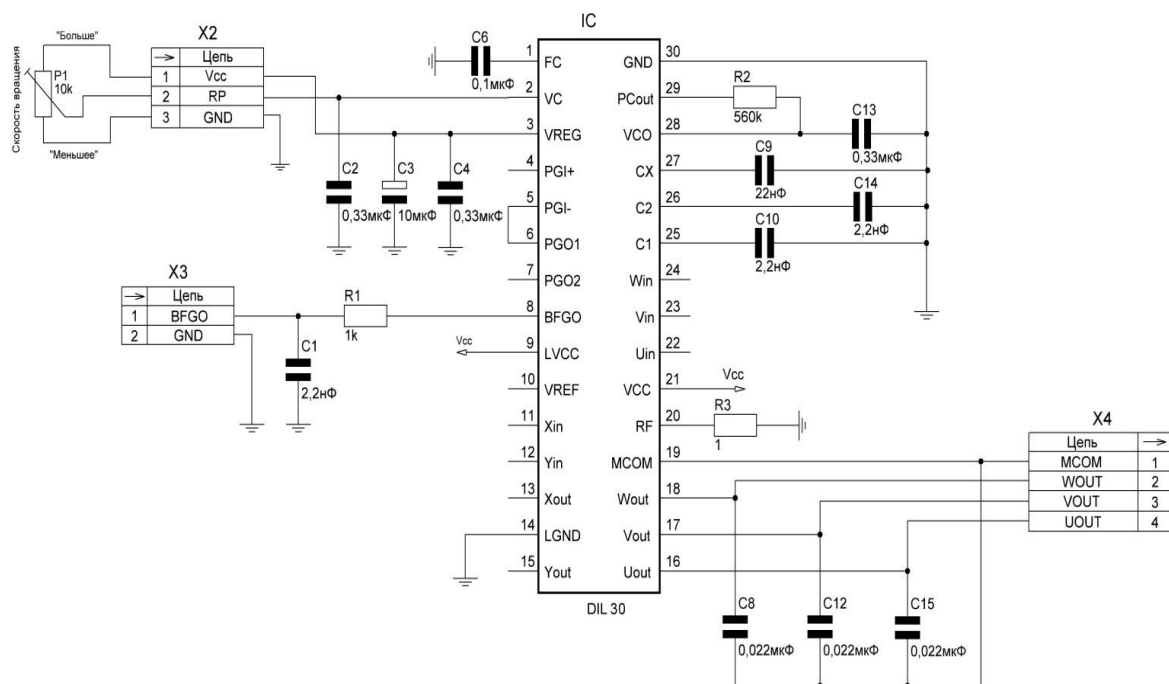


Рисунок 2 - Электрическая схема платы управления

Блок питания данной системы управления работает на бестрансформаторной основе и состоит из стабилизатора серии 78xx и ряда конденсаторов. Типовая схема подключения данного стабилизатора проста и требует минимума дополнительных элементов. Электрическая схема блока питания представлена на рисунке 3.

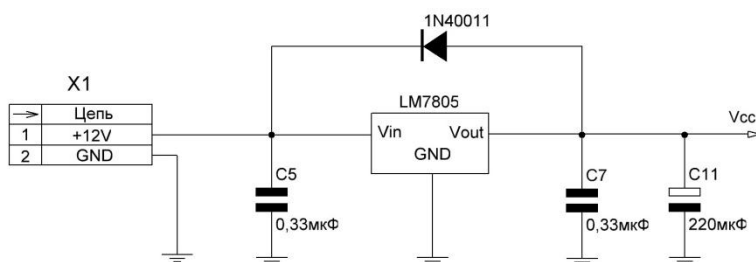


Рисунок 3 - Блок питания системы управления

Выходной конденсатор C7 обеспечивает устойчивость при импульсном изменении тока нагрузки, снижает уровень пульсации. Входной конденсатор C5 устраняет высокочастотную генерацию при скачкообразном включении входного напряжения. Стабилизатор содержит встроенную защиту от перегрузки по току и тепловую защиту, однако в ответственных случаях используется диод для защиты схемы от короткого замыкания во входной цепи.

Двигатель, подключенный согласно указанным схемам будет разгоняться до тех пор, пока либо не наступит предел по частоте генерации генератора, управляемого напряжения (VCO) микросхемы, которая определяется номиналами конденсатора, подключенного к выводу 27 (чем его ёмкость меньше, тем выше частоты), либо двигатель не будет разрушен механически.

Регулировка скорости вращения производится изменением напряжения на выводе 2 микросхемы, соответственно: $U_{пит}$ - максимальная скорость; 0 - двигатель остановлен. Однако, необходимо отметить, что плавно регулировать частоту применением переменного резистора не получается, так как регулировка не линейна. Лучшим вариантом будет подключение к этому выводу конденсатора, на который через резистор, например от микроконтроллера, подается ШИМ сигнал. Зависимости пускового и номинального токов от напряжения на выходе 2 приведены в таблице 1 и рисунке 4.

Для определения текущей частоты вращения можно использовать вывод 8 микросхемы, на котором при вращении вала двигателя присутствуют импульсы, по 3 импульса на 1 оборот вала.

Для выставления максимального тока и соответственно момента на вале в данной схеме служит резистор R3; как только падение напряжения на R3 и следовательно на выводе 20 станет более 0.95 вольта, то выходной драйвер мощной нагрузки микросхемы прерывает управляющие импульсы. Для данной микросхемы максимальный ток не более 1.2 ампера, номинальный 0.4 ампера.

Таблица 1 - Зависимости пускового и номинального токов от напряжения на выходе 2

U(B)	5	4.6	4.5	4.12	3.9	3.4	3	2.8	2.6	2.5
Ипус. (мА)	440	440	445	445	440	442.5	425	270	160	70
Ином. (мА)	87.5	85	85	82.5	85	85	85	85	85	67.5

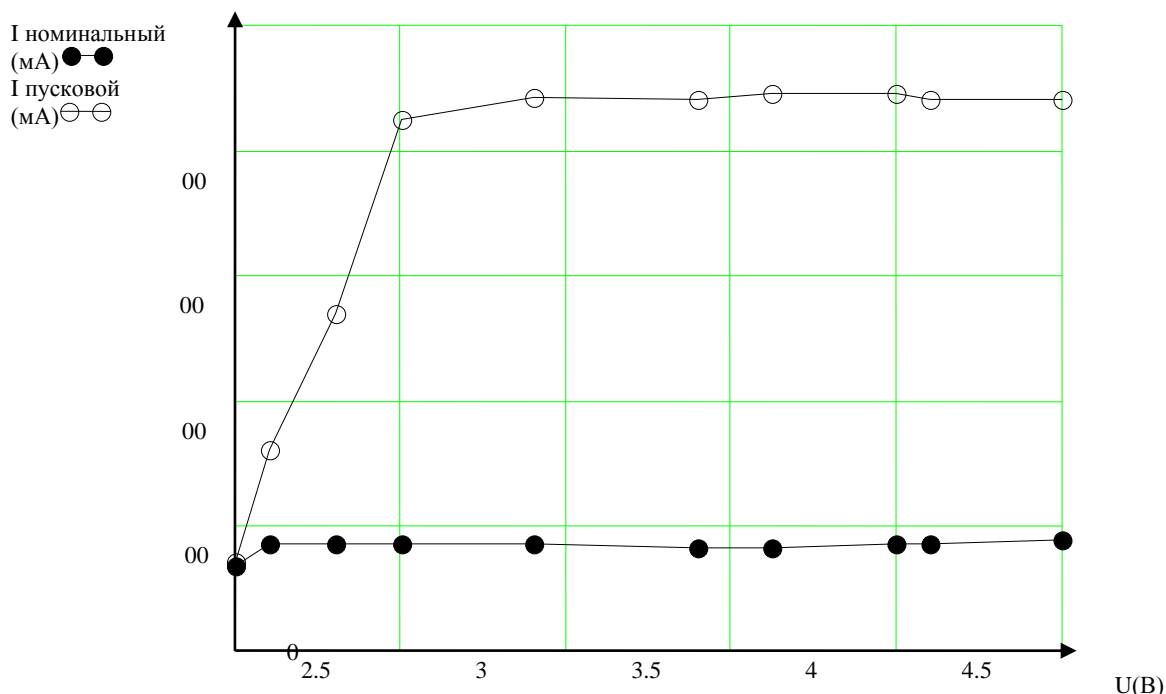


Рисунок 4 - Зависимости пускового и номинального токов от напряжения на выходе 2

На основе полученных результатов можно прийти к выводу, что скорость вращения возможно регулировать с помощью изменения напряжения на выводе 2 в интервале от 2,5В до 5В. Номинальные токи при работе системы мало изменяются, при этом пусковые токи

значительно увеличивается в диапазоне от 2,5В до 3В; в диапазоне от 3В до 5В практически остаются постоянными.

Список литературы:

1. Алксеев К. Б., Палагута К. А. Микроконтроллерное управление электроприводом: Учебное пособие. - М.: МГИУ, 2008. - 298с.
2. Микросхемы привода бесконтактных двигателей постоянного тока NJR, SITI, ONS. - Журнал "Компоненты и технологии", № 3, 2010.
3. Энциклопедия ремонта. Выпуск 12: Микросхемы для управления электродвигателями. - М.: ДОДЭКА, 1999, 288с.
4. Three-Phase Sensorless Motor Driver with Loading Motor Driver LB11880. SANYO datasheet. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://datasheet.eeworld.com.cn/pdf/SANYO/134901_LB11880.pdf.

Разработка алгоритмов определения ориентации горнопроходческого комбайна и ширины штрека

Бу Доан Кет

Научный руководитель: Белянин Л. Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: doanket14687@gmail.com

На кафедре точного приборостроения разрабатывается система ориентации и навигации горно-проходческого комбайна (ГПК), которая играет очень важную роль в управлении ГПК при строительстве штрека (туннеля). Идея разработки этой системы заключается в использовании двух приборов: наземного прибора ориентации (НПО), установленного под кровлей штрека с известными географическими координатами и прибора ориентации (ПО), установленного на ГПК. Между этими приборами выполняется оптическое взаимовизирование. С помощью встроенного дальномера в НПО определяется расстояние от НПО до ПО. Следовательно, если известны координаты и параметры ориентации НПО, то местоположение и азимут ПО (а именно ГПК) несложно вычислить. В данной статье рассматриваются вопросы, посвященные определению ориентации ГПК, ширины штрека и смещения ГПК от осевой линии штрека.

Определение ориентации ГПК относительно направления вертикали

Для решения данной задачи принимается аналитический принцип построения опорного направления, который эффективен для неподвижных объектов [1]. При этом акселерометры измеряют только проекции ускорения силы тяжести. В нашем случае ГПК движется, поэтому акселерометры будут измерять кажущееся ускорение, представляющее собой разность между ускорением движения и проекции ускорения силы тяжести на ось чувствительности. Однако, при подключении фильтров нижних частот к выходам акселерометров можно получить сигналы, близкие проекциями ускорения силы тяжести. Такое решение было успешно реализовано в непрерывном гироскопическом инклинометре ИГН100-100/60-А, разработанном в Томском политехническом университете [1].

Известны 3 схемы для определения ориентации объекта: схема с одним акселерометром, определяющая один угол ориентации объекта; схема с двумя акселерометрами и схема с тремя акселерометрами, определяющие два угла отклонения объекта относительно направления вертикали. В нашем случае ГПК отклоняется от вертикали на небольшие углы, поэтому возможно использование схемы с двумя акселерометрами (рис. 1).

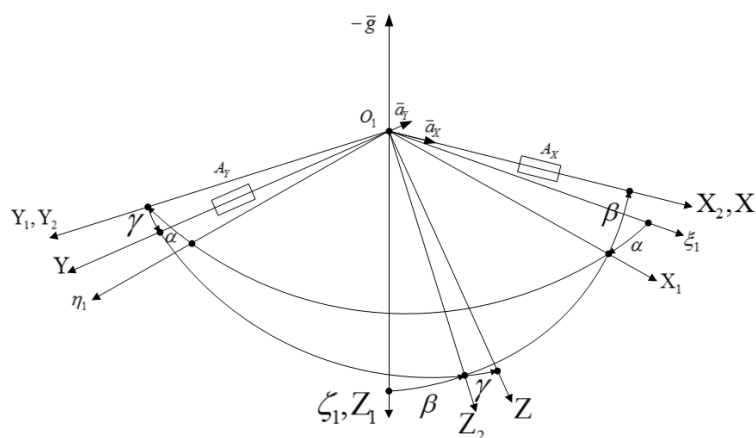


Рисунок 1 - Опорная и связанная системы координат

На рис. 1 обозначено:

- $O_1\xi_1\eta_1\zeta_1$ - горизонтальная, географически ориентированная система координат, при этом начало O_1 является точкой, на которой установлен ПО на ГПК, ось $O_1\xi_1$ направлена на Север, ось $O_1\zeta_1$ направлена по истинной вертикали местности и вниз, а ось $O_1\eta_1$ достраивается так, чтобы получилась правая система координат, т.е. направлена на Восток;

- O_1XYZ - система координат, связанная с ГПК, при этом ось O_1X направлена параллельно продольной оси ГПК в направлении передней его части, ось O_1Y перпендикулярна оси O_1X , параллельна плоскости гусеницы ГПК и вправо, а ось O_1Z достраивается так, чтобы получилась правая ортогональная система координат, т.е. направлена вниз;

- \bar{g} - вектор ускорения силы тяжести в данной точке;

- \bar{a}_x, \bar{a}_y - проекции вектора кажущегося ускорения на оси O_1X и O_1Y ;

Чтобы задать ориентацию ГПК, воспользуемся углами Эйлера–Крылова. За исходное положение ГПК примем такое, при котором оси связанной с ним СК будут совпадать с соответствующими осями СК $O_1\xi_1\eta_1\zeta_1$.

Выполним первый поворот связанной СК вокруг оси $O_1\zeta_1$ в положительном направлении на угол α . Поворот в положительном направлении означает, что вектор угловой скорости поворота направлен в положительном направлении по оси $O_1\zeta_1$. Будем угол α называть азимутом ГПК. Осям связанной СК после первого поворота присвоим индексы 1. Выполним второй поворот связанной СК вокруг оси O_1Y_1 на положительный угол β . Осям связанной СК после второго поворота присвоим индекс 2. Угол β будем называть углом тангажа ГПК. Выполним третий поворот связанной СК вокруг оси на положительный угол γ . Поскольку после третьего поворота связанная СК заняла необходимую ориентацию (окончательную), осям индексы присваивать не будем. Угол γ будем называть углом крена ГПК.

В данной статье рассматривается только задача определения углов тангажа и крена ГПК. Задача определения азимута ГПК здесь не рассматривается. Считаем, что азимут ГПК известен.

Итак, акселерометры A_x и A_y измеряют проекции кажущегося ускорения ГПК (a_x и a_y). Из рис. 1 при неподвижном ГПК имеем:

$$a_x = g \cdot \sin \beta;$$

$$a_y = g \cdot \cos \beta \cdot \sin \gamma.$$

После несложных тригонометрических преобразований получим:

$$\sin \beta = \frac{a_x}{g}; \cos \beta = \frac{\sqrt{g^2 - a_x^2}}{g}; \operatorname{tg} \beta = \frac{a_x}{\sqrt{g^2 - a_x^2}};$$

$$\sin \gamma = \frac{a_y}{\sqrt{g^2 - a_x^2}}; \cos \gamma = \frac{\sqrt{g^2 - (a_x^2 + a_y^2)}}{\sqrt{g^2 - a_x^2}}; \operatorname{tg} \gamma = \frac{a_y}{\sqrt{g^2 - (a_x^2 + a_y^2)}}.$$

Следовательно, углы тангажа и крена ГПК могут быть вычислены по следующим формулам:

$$\beta = \arcsin \frac{a_x}{g} \text{ или } \beta = \arccos \frac{\sqrt{g^2 - a_x^2}}{g} \text{ или } \beta = \operatorname{arctg} \frac{a_x}{\sqrt{g^2 - a_x^2}};$$

$$\gamma = \arcsin \frac{a_y}{\sqrt{g^2 - a_x^2}} \text{ или } \gamma = \arccos \frac{\sqrt{g^2 - (a_x^2 + a_y^2)}}{\sqrt{g^2 - a_x^2}} \text{ или } \gamma = \operatorname{arctg} \frac{a_y}{\sqrt{g^2 - (a_x^2 + a_y^2)}}.$$

Полученные значения являются главными значениями углов тангажа и крена. Однако ГПК отклоняется от вертикали на небольшие углы, которые находятся в первом квадранте. Поэтому эти главные значения также являются значениями самого углов тангажа и крена ГПК.

Следует заметить, что алгоритмы, использующие функцию « \arcsin », имеют высокую точность только при значениях углов, близких нуля; алгоритмы, использующие функцию « \arccos », имеют высокую точность только при значениях углов, близких 90° ; а алгоритмы с использованием функции « arctg » имеют более широкий диапазон высокой точности. Итак, для вычисления углов тангажа и крена ГПК будем использовать алгоритмы с наибольшим диапазоном точности

$$\left. \begin{aligned} \beta &= \operatorname{arctg} \frac{a_x}{\sqrt{g^2 - a_x^2}}; \\ \gamma &= \operatorname{arctg} \frac{a_y}{\sqrt{g^2 - (a_x^2 + a_y^2)}}. \end{aligned} \right\}$$

В этих формулах, значения a_x и a_y измеряются акселерометрами, а значение g местности может быть вычислено по формуле [2] при известной широте места.

Определение ширины штрека и отклонения ГПК от осевой линии штрека

При определении ширины штрека будем полагать, что стенки штрека вертикальны и параллельны друг другу. В этом случае под осевой линией штрека понимается линия, лежащая на подошве штрека и равноудаленная от стенок штрека.

Задача определения ширины штрека будет решена с помощью двух дальномеров, установленных в точке O_1 так, чтобы их оси чувствительности были направлены по оси O_1Y в противоположных направлениях. В настоящее время широко принимаются лазерные и ультразвуковые дальномеры. Принцип их работы заключается в определении времени, которое затрачивает луч на путь до отражателя и обратно или сдвига фаз между отправленным и отражённым сигналами для вычисления расстояния от излучателя до отражателя. Дальномеры жестко крепятся на ГПК, поэтому при изменении ориентации ГПК

в штреке, направления осей чувствительности дальномеров также меняются свою ориентацию. Точки отражения луча меняют свое положение на стенках штрека.

В данной статье приведём рассуждение об определении фактического расстояния от ГПК до левой стенки штрека. Расстояние до правой стенки определяется аналогично. Введём дополнительную горизонтальную систему координат $O_1\xi_2\eta_2\zeta_2$, в которой ось $O_1\xi_2$ параллельна вертикальной плоскости, в которой находится осевая линия штрека; ось $O_1\zeta_2$ совпадает с осью $O_1\zeta_1$; а ось $O_1\eta_2$ достраивается так, чтобы получилась правая система координат (рис. 2). Предположим, что в исходном положении ГПК находится в горизонтальном положении, его продольная ось совпадает с осью $O_1\xi_2$. В данном случае ось чувствительности дальномеров совпадают с осью $O_1\eta_2$, т.е. она перпендикулярна стенкам штрека. Обозначаем: P_0 (точка отражения луча дальномера) – точка пересечения оси O_1Y с левой стенкой штрека.

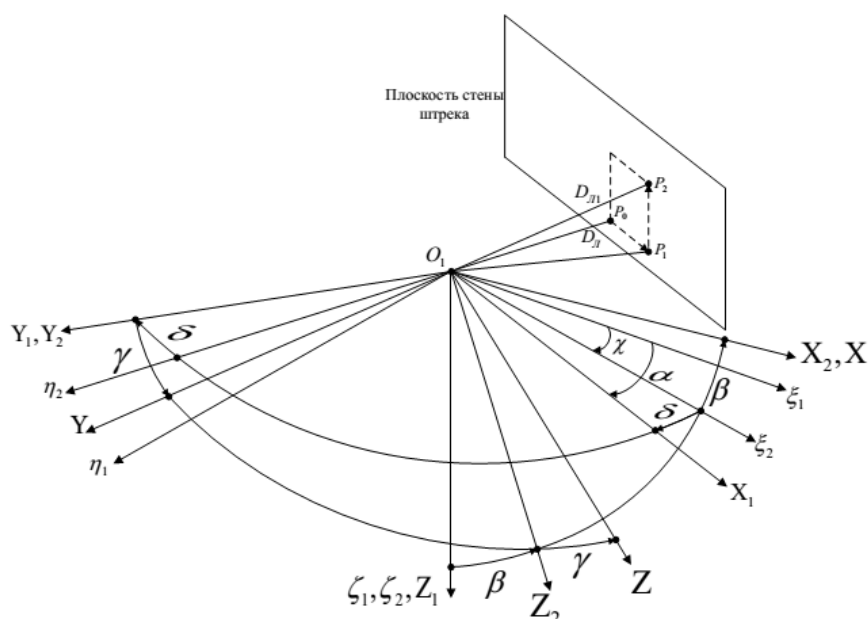


Рисунок 2 - Ориентация ГПК в привязке к осевой линии штрека

χ - азимут осевой линии штрека; $D_{\text{л}}$ - фактическое расстояние от ГПК до левой стены штрека; $D_{\text{л1}}$ - расстояние, измеренное дальномером

Чтобы задать ориентацию ГПК также воспользуемся углами Эйлера–Крылова. Выполним первый поворот связанной СК вокруг оси O_1Z , которая в исходном положении совпадает с осью $O_1\zeta_2$, в положительном направлении на угол δ . Точка пересечения оси O_1Y с плоскости стенки переместится в новое положение, обозначенное P_1 . Выполним второй поворот связанной СК вокруг оси O_1Y_1 , являющейся новым положением оси O_1Y после первого поворота, в положительном направлении на угол β . После второго поворота положение точки P_1 не изменится. Выполним третий поворот связанной СК вокруг оси O_1X_2 , являющейся новым положением оси O_1X после двух первых поворотов, на положительный угол γ . Тогда точка P_1 займёт окончательное положение, обозначенное P_2 .

Итак, длина отрезка O_1P_0 (D_L) является фактическим расстоянием от ГПК до левой стенки штрека, а длина отрезка O_1P_2 ($D_{Л1}$) является показанием дальномера. Из рисунка имеем:

$$D_L = D_{Л1} \cdot \cos \delta \cdot \cos \gamma \quad (1)$$

Значение угла δ определяется как разность между азимутом ГПК и азимутом осевой линии штрека

$$\delta = \alpha - \chi.$$

Принципы и алгоритмы определения углов α и χ здесь не рассматриваются.

Подставив в формулу (1) значение угла δ , получим

$$D_L = D_{Л1} \cdot \cos(\alpha - \chi) \cdot \cos \gamma.$$

Аналогично, фактическое расстояние от ГПК до правой стены штрека определится:

$$D_{П} = D_{П1} \cdot \cos(\alpha - \chi) \cdot \cos \gamma,$$

Тогда ширина штрека будет

$$D = (D_{П1} + D_{Л1}) \cdot \cos(\alpha - \chi) \cdot \cos \gamma.$$

Смещение ГПК от осевой линии штрека может быть найдено по формуле:

$$\Delta = D_L - \frac{1}{2}D = \frac{(D_{Л1} - D_{П1})}{2} \cdot \cos(\alpha - \chi) \cdot \cos \gamma.$$

Знак Δ показывает направление смещения ГПК от осевой линии штрека: если Δ положителен, то ГПК смещается влево, если отрицателен – вправо по ходу движения ГПК.

В данной работе ориентация ГПК, ширина штрека и смещение ГПК от осевой линии штрека определяются аналитическим методом. Полученные алгоритмы достаточно просты для обработки информации вычислителем.

Список литературы

1. Беянин Л. Н., Якимова Е. В. Калибровка модуля акселерометров в условиях неопределенности направления их осей чувствительности. Материалы 1-й всероссийской с международным участием научно-практической конференции по инновациям неразрушающем контроле. 25 – 29 июля 2011г., Горный Алтай. Контроль. Диагностика 2011г. - С. 64 – 70.
2. Беянин Л. Н. Алгоритмы вычислений в непрерывном гироскопическом инклинометре. Автоматизация и информационное обеспечение технологических процессов в нефтяной промышленности: Сб. статей / Под ред. А.К. Хорькова. – Томск: изд-во Том. Ун-та, 2002. –Т2. - С. 50-63.

Емкостные накопители энергии

Дамдинов Б.О.

Научный руководитель: Мартемьянов В.М., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: basondeath@mail.ru

В двадцать первом веке технологии в жизни человека играют большую роль. Технологии и нанотехнологии являются фундаментом и основой многих промышленных объектов. Область применения технологий огромна, и она разделяется на несколько областей. Самой популярной и огромной областью является импульсная энергетика. Эта область интересна применением оборудования больших мощностей, которые имеют большой спрос не только в импульсной энергетике, но и в других областях. В импульсной энергетике большое внимание уделяется использованию различных видов накопителей

энергии, которые в свою очередь делятся на различные виды, а именно емкостные и индуктивные накопители энергии, и электрохимические генераторы [1]. Но основное внимание уделяется емкостным накопителям энергии (ЕН), основным достоинством, которых является простота осуществления коммутаций при заряде и разряде батарей конденсаторов и возможность строгого дозирования накопленной энергии посредством стабилизации уровня зарядного напряжения [1].

Данное преимущество дает возможность использовать емкостные накопители в установках, где электрический разряд осуществляется в жидкости. Но в основном в импульсной энергетике емкостные накопители используются в установках для термоядерных исследований, для импульсных ускорителей плазмы, а также в устройствах для импульсно-дуговой и микроплазменной сварки. Еще одно широкое применение емкостные накопители получили в генераторах импульсных напряжений, предназначенных для испытаний импульсной прочности изоляции. Емкостные накопители являются важной частью установок импульсной энергетике. Поэтому все параметры накопительного конденсатора и предъявляемые к нему требования определяются исключительно назначением и условиями работы импульсной установки [2].

Емкостный накопитель имеет высокий КПД. При постоянной времени саморазряда порядка 100 ч суммарный КПД зарядно-разрядного цикла может составлять 85-90 %. Удельные капиталовложения в емкостные накопители при серийном производстве будут такие же, как у ГАЭС (гидроаккумулирующая электростанция), и составят (с учетом преобразовательной подстанции) 200 руб/кВт. Емкостный накопитель не имеет отрицательного экологического воздействия; он может быть расположен практически в любом месте.

Блок-схема ЕН показана на рисунке 1 [3].

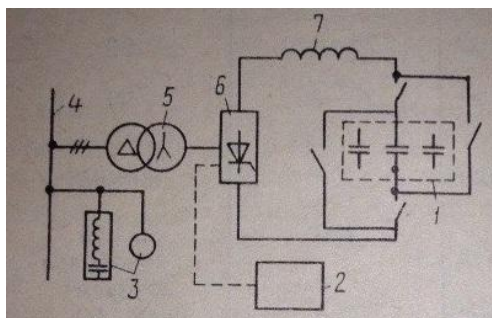


Рисунок 1 – Блок-схема ЕН:

- 1- емкостный АЭ; 2- система управления; 3- сглаживающий реактор; 4- система переменного тока; 5- трансформатор; 6- устройство управления; 7- фильтрокомпенсирующее устройство

Недостатки ЕН [3]:

- модульный характер конструкции ЕН, приводящий к большому числу контактных соединений, может оказать отрицательное воздействие на надежность всего устройства;
- необходимость изменения полярности батарей на противоположную при переключениях из разряда в заряд.

Выше рассмотрено кратко основное, что относится к ЕН. Далее перейдем к рассмотрению устройства, которое носит название ионистор (суперконденсатор, ультраконденсатор, двухслойный электрохимический конденсатор). Это устройство дальнейшее развитие обычных конденсаторов. В чем их отличие рассмотрим ниже.

Для начала дадим определение данного устройства. Суперконденсатор (СК) — новый тип энергоемких конденсаторов с плотностью энергии в 10 раз выше, чем в традиционных конденсаторах, а мощность импульсного разряда до 10 раз выше мощности

аккумуляторных батарей. В России СК так же известен как импульсный конденсатор энергоемкий (ИКЭ) и конденсатор большой емкости [4].

Преимущества СК:

- СК пожаро- и взрывобезопасны;
- обладают высокой механической прочностью;
- устойчивы к кратковременным воздействиям высоких перенапряжений и токам короткого замыкания;
- отсутствие обслуживания в процессе эксплуатации, высокая надежность, большой срок службы;
- диапазон рабочих температур $-45^{\circ}\text{C} \dots +50^{\circ}\text{C}$.

СК представляет собой молекулярный накопитель энергии (накопитель энергии), накопление заряда в котором осуществляется в двойном электрическом слое в объеме сверхпористого углерода. Металлический корпус СК состоит из обечайки и крышек, сваренных друг с другом аргонодуговой сваркой. Токосъемоды располагаются на торцевых сторонах цилиндра (по центру крышек). Внутри корпуса находятся блоки накопительных элементов, представляющих собой многослойную тонкопленочную конструкцию, состоящую из пористых углеродных электродов, сепаратора и токосъемных пластин. Полости (свободные объемы) между корпусом и блоками накопительных элементов заполнены эпоксидным компаундом. Состав, описанный выше, показан на рисунке 2 [4].

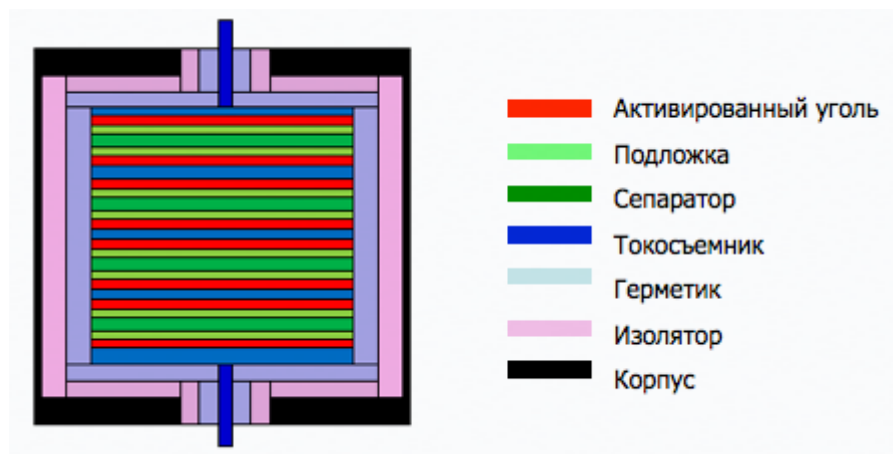


Рисунок 2 – Состав ионистора

Применение СК наиболее эффективно в таких областях, где требуется импульсное выделение энергии за время порядка $0,1 \div 10$ с, например [4]:

- обеспечение гарантированного пуска двигателей внутреннего сгорания (ДВС) легковых и грузовых автомобилей, локомотивов, спецтехники при неблагоприятных эксплуатационных условиях (экстремальные температуры окружающей среды $-45^{\circ}\text{C} \dots +50^{\circ}\text{C}$);
- системы бесперебойного электроснабжения ответственных потребителей (системы управления, жизнеобеспечения, связи, опасные производства и др.);
- импульсное технологическое оборудование, рентгеновские аппараты и другие приборы медицинского назначения;
- источники импульсной мощности для разгона электромобилей и рекуперации энергии при торможении.

Ионистор массой в один кг способен накопить 3000 Дж энергии, а самый плохой свинцовый аккумулятор — 86 400 Дж — в 28 раз больше. Однако при отдаче большой мощности за короткое время аккумулятор быстро портится, да и разряжается только наполовину. Ионистор же многократно и без всякого вреда для себя отдает любые

мощности, лишь бы их могли выдержать соединительные провода. Кроме того, ионистор можно зарядить за считанные секунды, а аккумулятору на это обычно нужны часы [5].

Суперконденсатор имеет ряд преимуществ. Рабочая температура СК имеет довольно большой диапазон. Также ионисторы хороши в том, что нет нужды в обслуживании в течение эксплуатации. СК не содержат в себе токсических веществ, конструкция его достаточно проста и материалы для реализации данного устройства не дорогие.

В настоящее время рассматриваются варианты применения СК в устройствах космической техники работающих в импульсном режиме.

Список литературы:

1. Пентегов Е.В. Основы теории зарядных цепей емкостных накопителей энергии. – Киев: Наукова Думка, 1982. – 406 с.
2. Фрюнгель Ф. Импульсная техника. Генерирование и применение разрядов конденсаторов. : перевод с немецкого ; под ред. К. К. Хренова. – М. ; Л. : Энергия, 1965. – 488 с.
3. Астахов Ю. Н. Накопители энергии в электрических системах: Учебное пособие для электроэнергетических специальностей вузов – Москва: Высшая школа, 1989. – 159 с.
4. Суперконденсаторы [Электронный ресурс]. -Режим доступа: <http://www.supercap.ru/superkondensatori.html>- Загл. с экрана.
5. Что такое ионистор? [Электронный ресурс]. - Режим доступа: https://vk.com/topic-22785698_27564360?offset= - Загл. с экрана.

Сравнительная характеристика армированных пластиков, применительно к космической отрасли

Жвырбля В.Ю.

Научный руководитель: Бориков В.Н., д.т.н., профессор

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: wadim00@sibmail.com

Высокие требования к характеристикам, применяемых в космосе приборов, постоянно сподвигают разработчиков искать новые решения задач, что, разумеется, не обходит стороной и выбор материалов. Одним из наиболее перспективных направлений, в этом вопросе, являются композиционные материалы (КМ).

По определению, композиционный материал – это материал, состоящий из двух или более компонентов, существенно отличающихся по свойствам, который обладает характеристиками, не свойственными для компонентов по отдельности.

Композиционные материалы состоят из наполнителя и матрицы. Наполнитель может быть представлен в виде волокна (волокнистый наполнитель) или отдельных частиц (дисперсный наполнитель), основное назначение которых – обеспечение прочностных свойств композита. Волокнистый наполнитель, в свою очередь, может состоять из коротких (рубленых) волокон или из непрерывного волокна (в дальнейшем речь будет идти в основном о КМ из непрерывного волокна). Матрица (связующее) заполняет пространство между волокнами и/или крупнодисперсными частицами и может быть металлической, керамической, углеродной, полимерной. Основное назначение матрицы – обеспечение упругих и вязких свойств композита. Общее название композитного материала складывается из названий материалов наполнителя и матрицы, например стеклопластик, металлокерамика.

Рассмотрим классификацию полимерных композиционных материалов (ПКМ), их основные свойства и специфику применения в космической отрасли.

Матрицей в полимерных композитных материалах выступает, естественно полимер. Их номенклатура очень широка, поэтому ограничимся описанием двух групп полимеров: термореактивных и термопластичных.

Термореактивные связующие – это низкомолекулярные олигомеры, переработка которых в изделие сопровождается необратимой химической реакцией, с образованием неплавкого материала. Преимущество таких матриц является низкая вязкость олигомеров, дешевизна, доступность, относительно низкая температура отвержения, хорошая пропитывающая способность. К недостаткам следует отнести относительно высокую пористость получаемых пластиков, ограниченное время хранения полуфабрикатов, токсичность применяемых растворителей и необходимость термообработки изделий, что приводит к длительности формования.

Термопластичные связующие – это высокомолекулярные полимеры, переработка которых в изделие является обратимой. Преимуществом такой матрицы является высокая производительность, низкая пористость, высокие механические свойства (в первую очередь ударные характеристики), возможность переработки (переформования) старых изделий в новые. Недостатком этого типа матрицы является его низкая технологичность из-за необходимости обеспечивать большое количество предварительных операций, а также более высокая стоимость.

«В качестве наполнителя в ПКМ в основном применяются углеродные, стеклянные и органические волокна. Значительно реже применяются борные, базальтовые и керамические. В таблице 1 приведены механические характеристики разных типов волокон.

Таблица 1 - Сравнительные характеристики волокон

Волокно	Плотность, кг/м ³	Диаметр, мкм	Разрушающее напряжение при растяжении, ГПа	Модуль упругости при растяжении, ГПа	Относительное удлинение при разрыве, %	Температура плавления (размягчения), °С
Металлическое	7800	50-100	2-3	200	5-10	1200
Стеклянное (марки Е)	2540	10-15	3,5	785	4,8	840
Углеродное	1750	-	3-4,5	100-450	4-7	-
Синтетическое (арамидное)	1400	-	3,5-5,5	100-170	3	-
Кварцевое	2200	5-80	2,1	100-110	0,2	1650-1700
Асбестовое	2400	-	2,5-3,0	50-170	2-3	1500-1550
Базальтовое	2800	9-13	2,0-2,25	75-90	4-5	1250-1300

Стеклянное волокно получают вытяжкой из однородной стекловидной массы, представляющей собой сплав диоксида кремния SiO₂ с оксидами различных металлов, что обеспечивает широкий диапазон свойств получаемых стекол. Получаемые на их основе пластики уступают стали по абсолютным значениям предела прочности, но в 3,5 раза легче. Таким образом, при равной прочности, конструкция из стеклопластиков в несколько раз легче стальной. С точки зрения применения стеклопластиков в ракетно-космической области, они представляют интерес из-за хороших диэлектрических характеристик,

химической, тепловой и ударной стойкости, высокой удельной прочности при сжатии, изгибе и растяжении, а также, что не мало важно, низкой себестоимости их производства (0,5-1,5 долларов за килограмм). Однако низкий удельный модуль упругости, не редко ограничивает применение стеклопластиков в конструкциях и приборах ракетно-космического и авиационного назначения» [2].

«Углеродные волокна получают на основе акрилонитрильных и вискозных волокон, а также на основе пеков. Технология их получения подразумевает термическую обработку изначальных волокон в несколько шагов: окисление, карбонизация, графитизация. В зависимости от исходного сырья и режимов получения выпускаются несколько классов углеродных волокон, отличающихся значениями прочности (от 3 до 4,5 ГПа) и модуля упругости (от 100 до 450 ГПа). Характеристики отечественных углеродных волокон приведены в таблице 2.

ПКМ на основе углеволокна обладают максимальными показателями удельной жесткости, превышая эти же показатели у металлов в 5-10 раз. Применительно к космической отрасли следует отметить такие важные свойства ПКМ как очень низкий коэффициент теплового линейного расширения (сопоставимый с КТЛР кварца), тепло- и электропроводность. Отдельно стоит отметить, что из-за малого диаметра углеродных волокон и определенной анизотропии свойств препреги легко формуруются в изделия. К недостаткам можно отнести высокую, относительно стекловолокна, стоимость (50-1500 долларов за килограмм)» [1].

Таблица 2 - Характеристики отечественных углеродных волокон

Марка волокна	Исходное сырье	Плотность, кг/м ³	Прочность, ГПа	Модуль, ГПа	Предел ное удлинение, %
Урал-24	ГТЦ	1750	1-9	175	1
ВММ-5	ПАН	1750	2-9	450	0-7
ЛУ-4		1700	2-3	250	1-3
УКН-П		1750	4-5	240	-
Кулон		1900	3	600	0-4

«Особенное место среди армирующих волокон ПКМ занимают арамидные волокна, к числу которых относятся армос, терлон, СВМ и не безызвестный кевлар. Этот тип волокон обладает очень высокими прочностными характеристиками, низкой горючестью, большой термо- и теплостойкостью. Хорошая адгезия к большому количеству связующих обеспечивает получаемым материалам высокие прочностные и деформационные характеристики, низкую пористость. Ракетно-космическая отрасль ценит этот тип волокон за низкую плотность и высокий модуль упругости, почти в два раза превышающий этот же показатель у стекловолокна. В последние годы были получены арамидные волокна с прочностью 5-6 ГПа, что сопоставимо с прочностью углеродных волокон. Таким образом органопластики имеют рекордные показатели удельной прочности. По мимо этого эти материалы имеют низкий КЛТР, хорошие диэлектрические и релаксационные свойства. К недостаткам этого материала стоит отнести низкую прочность в поперечном направлении, что обуславливает низкую прочность на изгиб и сжатие, а также чувствительность к воздействию влаги» [1].

Каждый из видов армированных пластиков обладает своим набором свойств и как следствие своими преимуществами и недостатками, и найти среди них материал хорошо подходящий для решения сразу всех задач не возможно. Однако ПКМ обладают внушительными характеристиками, зачастую превышающими характеристики «классических» материалов, что обеспечивает их широкое применение в авиационной и ракетно-космической промышленности.

Список литературы:

1. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология. М.Л. Кербер, В.М. Виноградов, Г.С. Головкин и др.; под ред. А.А. Берлина. – СПб.: Профессия, 2008. – 560 с.
2. Справочник по композитным материалам: В 2-х кн. Кн. 1. Под ред. Дж. Любина. М., Машиностроение, 1988. – 448 с.

Использование двигателя-маховика для создания управляющих моментов космического аппарата

Затонов И.А.

Научный руководитель: Мартемьянов В.М. к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский Политехнический Университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина,30
E-mail: ivan.zatonov@yandex.ru

Создание ракетно-космических систем в прошлом веке привело к необходимости решения ряда задач как научных, так и технических. Важным аспектом в изучении полета КЛА является постановка задачи управления космического аппарата. Прикладная небесная механика есть основа для общей теории космического полета. Задача формируется на базе прикладной небесной механики, цель которой описать движение тел в пространстве на основе закона всемирного тяготения. Важность управления угловым положением КЛА в пространстве определяется целевыми задачами различных типов искусственных спутников Земли (ИСЗ).

Большинство современных КЛА предполагает определенную ориентацию последнего в пространстве. В общем случае, угловое положение КЛА задается взаимным расположением двух систем координат: базовой и связанной.

Направление осей первой из них устанавливает требуемую, а другой - связанную с аппаратом, действительную ориентацию.

Базовая система отсчета может быть как подвижной, т.е. вращающейся известным образом в инерциальном пространстве, так и неподвижной. Направление осей данной системы отсчета производится с учетом функционального назначения и траекторией полета КЛА.

Как правило, направление осей связанной системы отсчета совмещается с осями главных моментов инерции аппарата. Это позволяет существенно упростить аналитическое описание динамики полета.

В случае, когда оси базовой системы совпадают с осями связанной, проявляется идеальная ориентация. Как правило, на практике данные оси не совпадают, отсюда следует вывод, что задачей ориентации КЛА следует считать совмещение осей базовой и связанной системы. Следовательно, решение данной задачи движения КЛА вокруг собственного центра масс является важным элементом управления [1-2].

Выделяют два основных вида управления [3]:

- Процесс приведения осей связанной системы координат к осям базовой системы отсчета.

Данный вид управления включает в себя:

1. Гашение начальной угловой скорости;
2. Поиск физических ориентиров, которые будут использованы для технического воспроизведения базовой системы отсчета;
3. Осуществление поворотного маневра для совмещения осей базовой и связанной координатных систем.

- Второй вид управления принято называть стабилизацией, он предназначен для поддержания требуемой ориентации КЛА с определенной точностью.

При полете на КЛА действуют различные внешние и внутренние моменты. Под внешними моментами понимается взаимодействие аппарата с окружающей средой. Движение отдельных частей КЛА вызывает внутренние моменты. Характерной особенностью КЛА как объекта исследования является учет влияния внутренних моментов на его вращательное движение.

Для ориентации и стабилизации КЛА в качестве управляющих устройств применяются двигательные установки, которые создают управляющие внешние и внутренние моменты относительно соответствующих осей аппарата. К таким установкам относятся малогабаритные реактивные двигатели, силовые гироскопические устройства, магнитные системы, двигатели-маховики. Способы получения управляющего момента перечисленными установками описаны в таблице №1.

Таблица 1 - Приемы создания управляющих моментов двигательными установками

[2]

Двигательная установка	Описание
Моментный магнитопровод	Моментный магнитопровод создает управляющий момент за счет взаимодействия геомагнитного поля со специально созданным внутри КЛА магнитным полем, которое может создаваться постоянными магнитами или электромагнитами.
Двигатели маховики и гироскопические устройства	Устройства создают управляющий момент за счет изменения момента количества движения маховиков и гироскопов.
Реактивные двигатели	Создают управляющий момент при помощи реакции струи газов, истекающих из сопла, ось которого располагается на некотором удалении (являющимся плечом) относительно центра масс КЛА.

В настоящее время широкое распространение получили управляющие устройства использующие маховики. Принцип управления КЛА при помощи двигателей маховиков базируется на законе сохранения кинетического момента системы «космический аппарат-маховик». При изменении собственного кинетического момента маховика, на такую же величину изменится кинетический момент КЛА. Приращение кинетических моментов маховика и космического аппарата будут иметь разные знаки. Для привода маховиков могут быть использованы двигатели различных типов, однако электрические двигатели в условиях космического полета, предпочтительны как с точки зрения возможности получения первичной энергии, так и в отношении удобства управления.

Как и любая другая система ориентации КЛА, система, основанная на использовании двигателей-маховиков, является замкнутой и имеет автоматическое управление. Двигатели-маховики кроме положительных свойств имеет также и несколько существенных недостатков [5]:

- Насыщение кинетического момента;
- Малая величина развиваемых моментов (в связи с ограниченной величиной тока протекающей по обмоткам).

В существующих системах управления маховику задается некоторая опорная скорость вращения, относительно которой происходит его разгон и торможение. К недостаткам такого режима можно отнести необходимость непрерывного затрачивания электроэнергии на поддержания заданной опорной скорости вращения маховика. Сложная динамика КЛА так называемое явление – «насыщение маховиков», т. е. явление, при котором маховик достигает максимальной скорости вращения (максимального кинетического момента), а также повышенный износ опор подвеса маховика, непрерывно вращающегося с большой

скоростью являются недостатками, которые в известной мере могут быть компенсированы техническими приемами.

Список литературы:

1. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами.- Москва: «Машиностроение», 1974.
2. Б.В. Раушенбах. Управление движением космических аппаратов.- Москва: «Знание», 1986
3. Условия космического полета// Библиотека по астрономии и космонавтике. [Электронный ресурс] URL <http://12apr.su/books/item/f00/s00/z0000023/st003.shtml> (Дата обращения 1.03.2015)
4. Система ориентации космического аппарата// Википедия.[Электронный ресурс] URL <http://ru.wikipedia.org/> (Дата обращения 10.03.2015)
5. Механика космического полета в элементарном изложении, Левантовский В.И., Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», М., 1970, 492с.

Двигатель-маховик малого космического аппарата

Затонов И.А.

Научный руководитель: Мартемьянов В.М., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: ivan.zatonov@yandex.ru

При полете на космический летательный аппарат (КЛА) воздействуют внешние и внутренние моменты. Внутренние моменты, вызываемые движением отдельных частей аппарата, могут использоваться для поддержания требуемой ориентации КЛА. В качестве одного из видов управляющих устройств для стабилизации и ориентации спутника применяют двигатели-маховики.

Двигатели-маховики рационально применять на КЛА предназначенных для длительного полета. Объяснение заключается в отсутствии зависимости суммарной массы управляющего устройства (УУ) и массы источников энергосбережения от продолжительности функционирования системы. Для трехосной ориентации создание внутренних моментов по трем связанным осям осуществляется посредством применения трех двигателей-маховиков. В настоящее время такая система получила широкое распространение [1].

Для приводов маховиков используются двигатели различных типов. Наиболее оптимальным решением является применение электрических двигателей. В настоящее время в качестве исполнительных устройств широкое применение получили бесконтактные двигатели постоянного тока.

В общем виде двигатели маховики состоят из массивного ротора, который устанавливают на опоры и приводят во вращение электродвигателем. Ротор закрепляют на маховике, а статор- на основании системы. Возможно помещение конструкции в герметичную камеру для снижения момента сопротивления вращению маховика.

Управляющий момент создается за счёт изменения момента количества движения маховика. Данный момент определяется формулой [1-2].

$$\bar{M}(t) = \frac{d(I(t) \cdot \bar{\omega}(t))}{dt}, \text{ где} \quad (1)$$

$I(t)$ – момент инерции тела относительно оси вращения;
 $\bar{\omega}(t)$ – вектор угловой скорости маховика;

t - время;

$\vec{M}(t)$ - вектор момента количества движения.

Основными конструкционными элементами двигателя являются ротор и статор. На статоре расположены обмотки управления. Ротор изготавливают из магнито-мягких и магнито-твердых материалов. Ротор изготовленный из магнито-мягких материалов принято называть реактивным ротором, а из магнито-твердых – активным ротором.

Использование бесконтактных двигателей с магнитным ротором обуславливает [3]:

- Возможность получения больших крутящих моментов;
- Повышенная надежность и долговечность;
- Высокий уровень энергосбережения.

Для управления малым КЛА необходим свой маховик с собственными рабочими характеристиками. В настоящее время, доступность таких двигателей-маховиков на отечественном рынке остается низкой, т.к. их производством занимаются предпочтительно за рубежом. Применение микродвигателей общего назначения для привода КЛА является нецелесообразным ввиду ряда конструктивных ограничений.

На кафедре Точного Приборостроения института Неразрушающего Контроля было предложено создать двигатель-маховик на основе элементов привода флоппи-дисков (Рисунок 1). Двигатели таких приводов имеют плоскую конструкцию, что подходит для конструирования на их основе двигателей-маховиков.

Простота конструкции ряда приводов флоппи-дисков позволяет на их основе собрать действующий макет и получить необходимые для дальнейших исследований характеристик.



Рисунок 1 - Устройство Флоппи-накопителя

Наряду с разработкой двигателя-маховика, в настоящее время проводится разработка демонстрационного стенда для пояснения принципа работы маховичной системы управления.

Список литературы:

1. Исследование вибрационных характеристик электродвигателей-маховиков систем ориентации космических аппаратов / Ю.А. Бритова, Г.Н. Гладышев, В.С. Дмитриев; Томский политехнический университет.- Томск: Из-во Томского политехнического университета, 2012.-139с.
2. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами.- Москва: «Машиностроение», 1974.
3. Б.В. Раушенбах, Управление движением космических аппаратов.- Москва: «Знание», 1986
4. Механика космического полета в элементарном изложении, Левантовский В.И., Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», М., 1970, 492с.

Алгоритм контроля бортовой цифровой вычислительной системы

Книга Е.В., Жаринов И.О.

Научный руководитель: Жаринов И.О., д.т.н., доцент

Национальный исследовательский университет информационных технологий,
механики и оптики, 197101, Россия, г. Санкт-Петербург, Кронверкский пр-кт, 49

E-mail: ekovinskaya@gmail.com

На современном этапе развития отечественная авиационная промышленность подходит к созданию летательного аппарата (ЛА) нового поколения. Ключевая роль в создании перспективного ЛА отводится бортовому оборудованию. В настоящее время бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС) перспективного ЛА строится согласно концепции интегрированной модульной авионики (ИМА). Архитектуры БЦВС класса ИМА основана на использовании ограниченного набора конструктивно-функциональных модулей (модуль вычислительный, модуль графический, модуль ввода-вывода, модуль постоянной памяти, модуль-коммутатор и модуль напряжений), разные сочетания которых позволяют построить разные по назначению вычислительные системы (графическая станция, бортовая картографическая система, интерфейсная станция и др.). К таким вычислительным системам выдвигаются повышенные требования как по производительности, так и по показателям надежности и безопасности функционирования.

Целью данной работы является разработка методов контроля бортовой цифровой вычислительной системы в процессе полета, повышающих достоверность контроля.

Контроль бортовой вычислительной системы

БЦВС функционирует согласно функциональному программному обеспечению. Функциональное программное обеспечение разбито на циклы. После выполнения каждого цикла функционального программного обеспечения проводится тестирование. В зависимости от наличия или отсутствия разовой команды «автоматический контроль» тест проводится в стандартном или расширенном режиме.

В системах 4-ого поколения тестирование могло быть реализовано только по последовательной схеме проверки (рис. 1). При этом тестировался один модуль в системе, после при успешном прохождении теста тестирование проходил следующий модуль и так тестирование проходил каждый модуль в системе. При отказе одного из модулей снимался сигнал исправности и БЦВС считалась отказавшей.

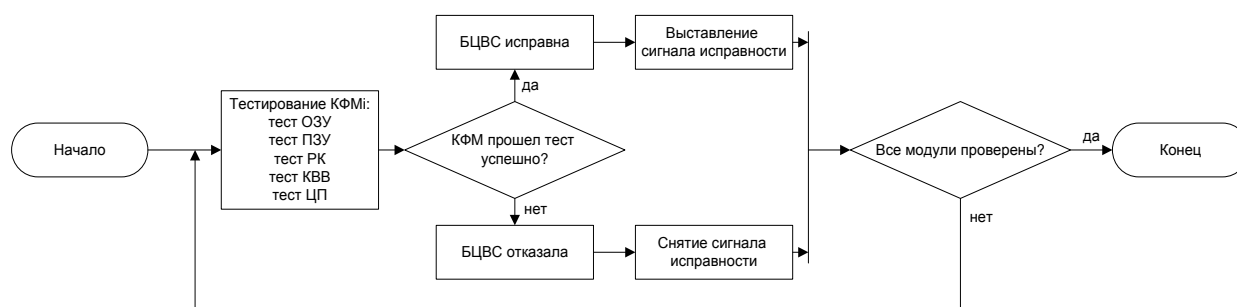


Рисунок 1 - Последовательная схема проверки

В вычислительных системах 5-ого поколения благодаря особенностям построения структуры появилась возможность реализовывать параллельную схему проверки (рис. 2). В таком случае все модули тестируются параллельно и, когда все модули проходят тестирование успешно, выставляется сигнал исправности, и БЦВС считается исправной.

Если хотя бы один из модулей не прошел тест, снимается сигнал исправности, и БЦВС считается отказавшей.

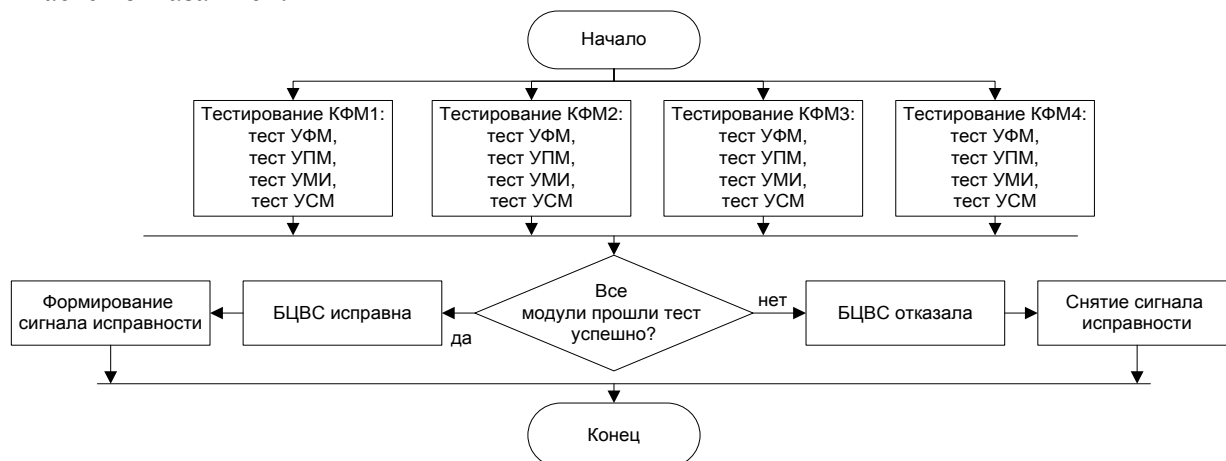


Рисунок 2 - Параллельная схема проверки

Режим расширенного контроля основан на внешнем функциональном контроле. Каждый из модулей тестируется другими тремя модулями из системы. На рис. 3 представлен алгоритм тестирования для одного модуля. После прохождения тестирования, результат передается обратно в модуль, который инициировал тест. Этот результат сравнивается с эталонным, который хранится в памяти функционального модуля. Затем результат сравнения передается модулю арбитра модуль: прошел или не прошел тест.

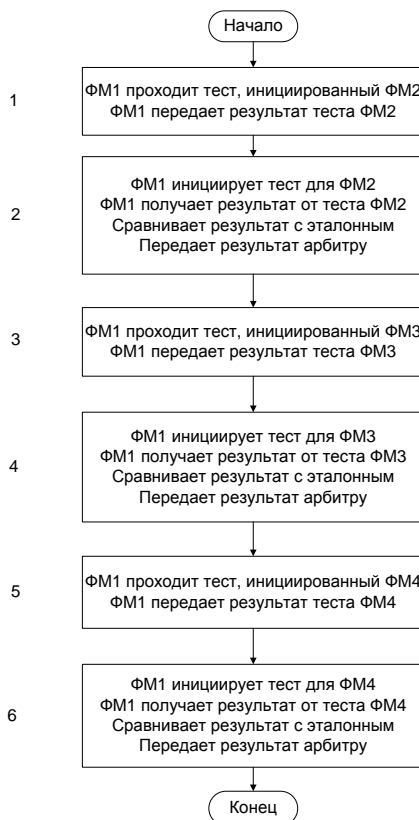


Рисунок 3 - Алгоритм работы функционального модуля в режиме расширенного тестового контроля (пример тестирования для одного ФМ)

После того, как модуль арбитр получил данные о результатах тестирования от всех модулей, он анализирует эти данные согласно алгоритму, приведенному на рис. 4. Данный алгоритм включает процедуру мажорирования, т.е. если хотя бы от двух из трех модулей пришел положительный результат теста, значит модуль исправен. При этом, если от одного из модулей пришел отрицательный результат, необходимо проводить дополнительные тесты, т.к. это может указывать на то, что иницирующий тест модуль неисправен, или, например, неисправны каналы передачи информации между этими двумя модулями.

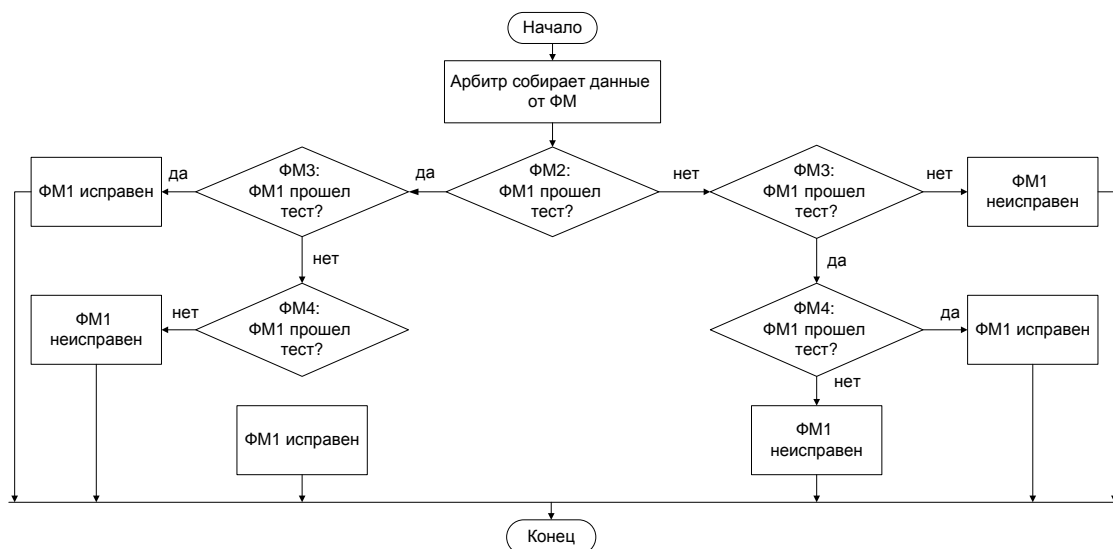


Рисунок 4 - Алгоритм анализа результатов тестирования модулем-арбитром для одного функционального модуля

В данной работе приведены алгоритмы тестирования для бортовых цифровых вычислительных систем класса интегрированной модульной авионики в стандартном и расширенном режимах контроля. Режим стандартного контроля для вычислительных систем 5-ого поколения может быть организован по параллельной схеме проверки, что уменьшает время проведения тестирования и требует меньше ресурсов для выполнения. Режим расширенного контроля основан на внешнем функциональном контроле в отличие от предыдущих алгоритмов тестирования, когда модуль проверял лишь внутренние составляющие (память, процессор и др.). Данный контроль дополнительно включает проверку каналов передачи информации между модулями, что повышает полноту контроля. Введение процедуры мажорирования повышает достоверность контроля.

Список литературы:

1. Гатчин Ю.А., Жаринов И.О. Основы проектирования вычислительных систем интегрированной модульной авионики: монография. – М.: Машиностроение, 2010. – 224 с.
2. Книга Е.В., Жаринов И.О., Богданов А.В., Виноградов П.С. Принципы организации архитектуры перспективных бортовых цифровых вычислительных систем в авионике // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2013. – № 2 (82). – С. 163–165.
3. Итенберг И. Интегрированная модульная электроника – новая стратегия на рынке приборостроения // Новый оборонный заказ. Стратегии. – 2010. – № 5. – С. 64–65.
4. Севбо В., Орлов А., Лошаков А. Многопроцессорный вычислительный комплекс для задач «жесткого» реального времени // Современные технологии автоматизации. – 2007. – № 3. – С. 32–38.

Исследование ленточной намотки моментного двигателя

Кодермятов Р. Э., Иванова А. Г.

Научный руководитель: Мартемьянов В. М., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: kodermyatovra@mail.ru

Активный элемент пакетного исполнительного устройства представляет собой многослойную структуру, выполненную из тонкой электропроводящей ленты.

Работа двигателя заключается в силовом взаимодействии распределенного по пластине постоянного тока и потока постоянного магнита. Под действием создающегося усилия (момента) магнит перемещается вдоль пакета. При этом силовые линии магнитного поля пронизывают по нормали каждую пластину пакета, а так как магнит перемещается то материал, из которого выполнены пластины, будет находиться под действием переменного магнитного поля и, следовательно, в пластинах будут наводиться вихревые токи [1].

Отрицательное влияние этих токов общеизвестно. Поэтому возникает вопрос о приемах снижения действия вихревых токов. Решение этих вопросов связано с проведением как аналитических, так и экспериментальных исследований.

Для оценки величины момента сопротивления от действия вихревых токов был проведен ряд экспериментов [4]. На ротор макета [5] моментного двигателя, установленного таким образом, чтобы ось вращения была горизонтальна, закреплялся эталонный груз массой m на некотором расстоянии от оси ротора длиной l , создающий маятниковость. На роторе монтировался источник света (лазерная указка), световое пятно которого при движении ротора перемещалось по шкале. При отклонении несбалансированного ротора от нейтрали и дальнейшего его освобождения он будет совершать колебания, характер которых фиксируется записью движения по шкале светового пятна с помощью видеокамеры.



Рисунок 1 – Макет моментного двигателя с закреплённым на нем эталонным грузом

Покадровый просмотр с периодом 0,04 с видеозаписи позволяет построить графики колебательного движения ротора. Это движение является затухающим, так как на ротор действуют два тормозящих момента, вызванных трением в шарикоподшипниковых опорах и действием вихревых токов в ленточной намотке. Конструкция макета двигателя позволяет демонтировать на время из корпуса ленточную намотку и аналогичным образом провести запись колебательного движения ротора. В этом случае влияние вихревых токов исключено и интенсивность затухания колебаний определяется только действием трения в опорах подвеса. Проведение сравнительного анализа параметров колебаний при наличии и

отсутствии намотки дает возможность экспериментально определить величину момента сопротивления, вызванного действием вихревых токов.

Аналитические исследования проводились в программном продукте, Agros2D позволяющий решать различные физические задачи с использованием библиотеки Hermes. Разработчики Agros2D провели ряд экспериментов по численному моделированию задачи индукционного нагрева заготовки из немагнитного материала при ее вращении в системе неподвижных постоянных магнитов [3, 4]. После решения данной задачи, в режиме постобработки данных имеется возможность выполнения интегрирования по объему удельных потерь от вихревых токов для определения мощности тепловых потерь, выделяемой при этом. Используя вспомогательные видеоматериалы [2] и возможности Agros2D, автору данной работы удалось решить задачу по определению момента сопротивления, вызванного действием вихревых токов в ленточной намотке статора моментного двигателя, работающего в режиме выбега.

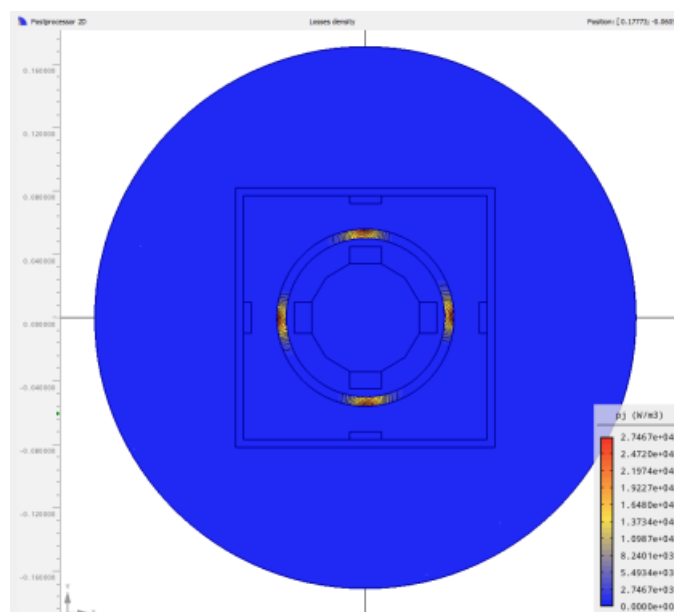


Рисунок 2 – Влияние вихревых токов в программном продукте Agros2D

Список литературы:

1. Пат. 2441310 РФ. МПК H02K 26/00. Моментный двигатель/ В.М. Мартемьянов, А.Г. Иванова. Заявлено 20.08.2010; Опубл. 27.01.2012, Бюл. №3. – 6 с.: ил.
2. Иванова А.Г., Мартемьянов В.М., Татарникова К.А. Применение исполнительных устройств с пакетным элементом в системах автоматики // Контроль. Диагностика. - 2012. № 13. С. 173-178.
3. A.G. Ivanova, V. M. Martemjanov. Executive unit with an active tape element for management system // 2013 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON): Krasnoyarsk, September 12-13, 2013. - Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2013 - p. 1-3.
4. Кодермятов Р.Э., Самодуров И.Н. Экспериментальное определение характеристик двигателя с ленточной намоткой статора // Современные техника и технологии: сборник докладов XX Международной юбилейной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 3 т. – Томск, 2014. – Т. 1. – С. 239-240.
5. Екимова О.Ю., Иванова А.Г., Татарникова К.А. Экспериментальные исследования моментного двигателя с ленточной намоткой // Наука. Технологии. Инновации: Материалы всероссийской научной конференции молодых ученых в 6-ти частях. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. Часть 2. - С. 104-106.

Методика проектирования сверхмалых космических аппаратов

Малыгин Д.В.

Научный руководитель: Толпегин О. А., д.т.н., профессор

Лаборатория проектирования СМКА «Астрономикон»

190005, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Почтамтская, д. 9, а/я 218

E-mail: Malygin.DV@astronomikon.ru

В работе рассмотрена технология разработки сверхмалых космических аппаратов различного назначения. К сверхмалым космическим аппаратам (СМКА) будем относить такие, массы которых не превышают 1 кг, а объем не более 1 дм куб [1].

Актуальность создания СМКА стала очевидной в начале XXI века с появлением элементной базы, на которой возможно создавать КА указанных массы и объема.

На протяжении последних 15 лет летные испытания прошли несколько сотен СМКА. Многие из них успешно эксплуатируются. Основная проблема их проектирования в достижении оптимального (или рационального) соотношения показателей качества, стоимости и эффективности. Эти характеристики отрабатываются в условиях обязательного учета основных факторов среды обитания СМКА, физической и технической. Цели проектирования СМКА состоят в решении возникающих проблем с конкретизацией их содержания. Кратко опишем структур проводимого исследования в рамках диссертационной работы по проектированию СМКА [2].

Итак, в начале приводятся начальные понятия, включающие классификацию СМКА, краткие сведения о разработке и проектировании СМКА, их особенности, системность, принципы системного проектирования, главные вопросы и автоматизацию проектирования. Далее изложены особенности и классификация целевых подсистем, состав служебных подсистем СМКА. Обращено внимание на согласованность полезной нагрузки и служебных подсистем. После чего рассмотрены вопросы баллистического проектирования, влияния баллистических параметров на характеристики наноспутника. Затем проводятся расчеты характеристик системы энергетического обеспечения (СЭО) и ее согласованию с СМКА; далее выполняют расчет характеристик системы обеспечения теплового режима (СОТР). Затем выполняют согласование с бортовыми подсистемами, в частности с бортовым комплексом управления (БКУ).

Заключение содержит вопросы компоновки СМКА с учетом критериального оценивания проектного решения, включая стоимостные показатели; а также подводит итог процедур ранних стадий проектирования СМКА.

Отметим ключевые моменты, связанные с проектированием служебных подсистем (СП) предназначенных для обеспечения работы полезной нагрузки (ПН). Служебные подсистемы называют также бортовыми обеспечивающими подсистемами (БОП).

Служебные подсистемы КА содержат три группы:

- 1) системы энергетического обеспечения (СЭО);
- 2) системы обеспечения теплового режима (СОТР);
- 3) бортовой комплекс управления (БКУ).

Каждая из перечисленных групп может иметь свой состав и отличительные от других физические основы.

Согласованность СП и ПН относится к особой задаче проектирования, на которую часто не обращают внимание. Эта задача является частью общей задачи согласования космической системы, в которую входят, кроме СМКА, наземные средства.

Состав наноспутника определяет его массовое уравнение, которое можно представить в виде суммы масс СЭО, СОТР, БКУ, несущих конструкций и полезной нагрузки:

$$M_0 = m_{СП} + m_{ПН} = m_{СЭО} + m_{СОТР} + m_{БКУ} + m_{НК} + m_{ПН}$$

Система энергетического обеспечения проектирования (СЭО) предназначены для обеспечения электроэнергией специальных (в общем представлении ПН) и служебных подсистем наноспутника. СЭО СМКА используют солнечную энергию. Фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) генерируют постоянный ток. СЭО преобразует постоянный ток в токи переменные необходимых частот, если это требуется.

СЭО СМКА отличаются малыми мощностями, которые составляют десятки и единицы Вт. В состав СЭО входят солнечные батареи (СБ) на основе ФЭП, аккумуляторные батареи (АБ) преобразователи и проводники электроэнергии.

Типовой состав СЭО с ФЭП позволяет записать его массовое уравнение в виде:

$$m_{\text{СЭО}} = m_{\text{СБ}} + m_{\text{АБ}} + m_{\text{АРК}} + m_{\text{РФ}} + m_{\text{ПОР}},$$

где в правую часть уравнения вошли соответственно массы: солнечных батарей (СБ), аккумуляторных батарей (АБ), аппаратуры регулирования и контроля (АРК), механизмов раскрытия и фиксации (РФ) СБ и привода ориентации (ПОР) СБ.

В данное уравнение могут войти и другие составляющие, например, приводные устройства СБ, механизмы раскрытия и фиксации конструкций.

Ключевое значение в системном проектировании СМКА занимают критерии.

Критерий – мерило оценивания, определяющее правило оценивания чего-либо. В общем смысле под критерием понимают определяющее правило.

Критерий и показатель – разные понятия. Следует строго их различать. При этом критерий – определяющее правило, а показатель – числовая мера, число. Показатель определяет значение характеристики. Критерий записывается в виде одного или нескольких условий. По критериям будем оценивать результаты проектирования, сравнивать различные варианты проектных решений.

Существуют критерии пригодности и оптимальности, качества и эффективности. Критерий пригодности качества и стоимости СМКА записывается в виде допустимых ограничений на показатели качества и стоимости, например:

$$M_0 \leq M_0^{\text{Д}}, m_{\text{СС}} \geq m_{\text{СС}}^{\text{Д}}, V_0 \leq V_0^{\text{Д}}, V_{\text{СС}} \geq V_{\text{СС}}^{\text{Д}}, T_{\text{САС}} \geq T_{\text{САС}}^{\text{Д}}, C_{\text{ЖЦ}} \leq C_{\text{ЖЦ}}^{\text{Д}},$$

где $M_0, M_0^{\text{Д}}$ – стартовая масса и допустимая стартовая масса СМКА; $m_{\text{СС}}, m_{\text{СС}}^{\text{Д}}$ – масса и допустимая масса специальных подсистем (СС); $V_0, V_0^{\text{Д}}$ – стартовый и допустимый стартовый объем СМКА; $V_{\text{СС}}, V_{\text{СС}}^{\text{Д}}$ – объем и допустимый объем специальных подсистем; $T_{\text{САС}}, T_{\text{САС}}^{\text{Д}}$ – срок и допустимый срок активного существования наноспутника; $C_{\Sigma}, C_{\Sigma}^{\text{Д}}$ – стоимость и допустимая стоимость жизненного цикла СМКА.

В данное уравнение вошли не все ограничения на показатели качества и стоимости СМКА. На этом примере показано как принципиально выглядит критерий пригодности качества и стоимости.

Критерий эффективности формируется как критерий оптимальности. В него войдут ограничения по частным показателям качества, например:

$$W = \min \frac{C_{\text{ЖЦ}}}{m_{\text{ЦС}}},$$

$$M_0 \leq M_0^{\circ}, V_0 \leq V_0^{\circ}, C_{\text{ЖЦ}} \leq C_{\text{ЖЦ}}^{\circ}, m_{\text{ЦС}} \geq m_{\text{ЦС}}^{\circ}, \tau_{\text{ЛЭ}} \geq \tau_{\text{ЛЭ}}^{\circ}, \dots$$

где M_0, M_0^∂ – стартовая масса и допустимая стартовая масса СМКА, V_0, V_0^∂ – стартовый и допустимый стартовый объем СМКА; $C_{жц}, C_{жц}^\partial$ – себестоимость и допустимая себестоимость жизненного цикла СМКА; $m_{цп}, m_{цп}^\partial$ – масса и допустимая масса служебных подсистем; $\tau_{лэ}, \tau_{лэ}^\partial$ – время и допустимое время летной эксплуатации СМКА.

Список литературы:

1. Малыгин Д. В. Универсальная платформа «Синергия» блочно-модульного исполнения // XV Международная научная конференция «Решетневские чтения» - С. 377-378.
2. Малыгин Д. В. Универсальная платформа сверхмалого космического аппарата // Материалы V всероссийского форума студентов, аспирантов и молодых ученых. - С. 38-40.

Разработка системы управления малого космического аппарата CubeSat

Мыцко Е.А., Прокопюк С.Ю.

Научный руководитель: Ким В.Л., д.т.н., профессор

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: evgenrus70@mail.ru, kimval11@rambler.ru

Введение

Разработка системы управления малого космического аппарата (МКА) подразумевает создание аппаратно-программного комплекса, позволяющего выполнять такие функции как: управление полезной нагрузкой (двигателями) аппарата, сбор данных с датчиков на борту, обеспечение полета согласно полетному плану и связи с Центром управления полетами (ЦУП).

Принцип работы системы

Для понимания принципа разработки системы управления спутником CubeSat были проанализированы существующие разработки в данной сфере. Получены консультации от компаний, занимающихся разработкой и запуском подобных космических аппаратов, в частности компанией «Пятое поколение» (г. Новосибирск) и «Спутникс» (г. Москва).

Основные задачи системы управления заключаются в следующем:

- Сбор информации с датчиков температуры, формирование соответствующей телеметрии;
- Приём команд управления, формирования полётного плана, телеметрирование основных параметров работы;
- Реализация полётного плана выполнения бортовых операций;
- Управления полезной нагрузкой (двигателем) на основе данных, полученных с датчиков температуры для равномерного распределения температуры.

На рис. 1 представлены схема подключения датчиков температуры к микропроцессору *LEON3* [3], управляющему полезной нагрузкой (рис.2).

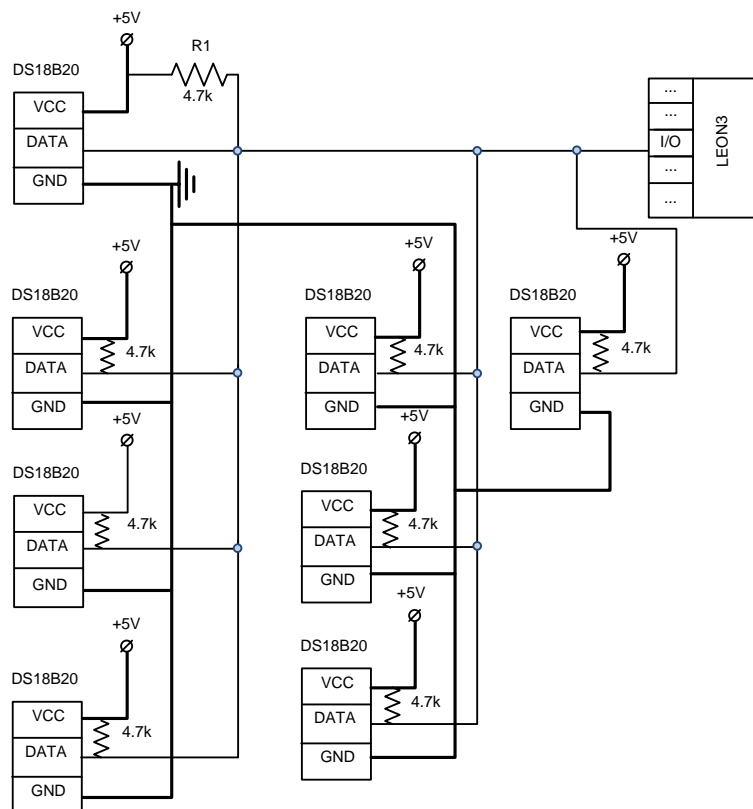


Рисунок 1 – Схема сбора данных с датчиков температуры

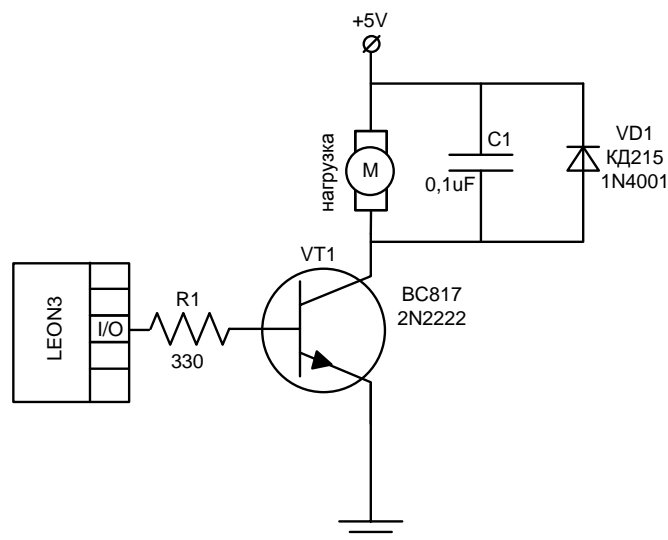


Рисунок 2 – Схема управления нагрузкой микропроцессором LEON3

Элементы системы управления

- **Микропроцессоры и микроконтроллеры**

В качестве микропроцессора для системы управления МКА был выбран синтезированный 32-разрядный RISC процессор **LEON3** архитектуры SPARC-V8, рекомендуемый Европейским космическим агентством (ЕКА).

Для синтеза блока управления системами малого космического аппарата (БУСМКА) планируется использовать ПЛИС производства АСТЕЛ с низким энергопотреблением и требуемой ёмкости. Состав БУСМКА будет включать следующие элементы (таблица 1).

Таблица 1 – Состав ПЛИС блока управления БУСМКА

Наименование блока	Кол.	Примечание
Микропроцессор LEON3	1	Тактовая частота не менее 25МГц
DSU(Debug support Unit)	1	Встроенный блок отладки LEON3
Debug interface (JTAG)	1	Может использоваться как интерфейс к DSU
PROM и SRAM контроллер	1	Контроллер памяти
RTC Unit	1	Часы реального времени
Timer Unit	2	Программируемый таймер
Interrupt контроллер	1	Контроллер прерываний LEON3
UART	1	Может использоваться как интерфейс к DSU
CAN контроллер	2	Контроллер шины CAN (2.0 A/B)
SPI контроллеры	1	Контроллеры шины SPI
I2C контроллеры	1	Контроллер шины I2C
10/100 Ethernet контроллер	1	Может использоваться как интерфейс к DSU
Watchdog	1	Аппаратный сторожевой таймер

- Датчики температуры

Для контроля температурного режима и пассивной термостабилизации на борту применяются датчики температуры типа **DS18B20**[4], характеристики которого представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Характеристики датчика DS18B20

Характеристика	Величина
Тип	Цифровой
Погрешность измерений (-10... +85)°C	± 0.5°C
Диапазон измерений, °C	-55... +125
Напряжение питания, В	3V to 5.5V
Разрешение, bit	9...12
Тип корпуса	TO-92
Протокол	1-wire
Вес, г	4

Взаимодействие с другими системами

Взаимодействие с другими системами на борту осуществляет по протоколу **CAN (Control Area Network)** [5], характеристики которого представлены в таблице 3.

Таблица 3 – Характеристики CAN-интерфейса

Стандарт	ISO 11898
Скорость передачи	1 Мбит/с (максимум)
Расстояние передачи	1000 м (максимум)
Характер сигнала, линия передачи	дифференциальное напряжение, скрученная пара
Количество драйверов	64
Количество приемников	64
Схема соединения	полудуплекс, многоточечная

Скорость передачи задается программно и может достигать 1 Мбит/с. Пользователь выбирает скорость, исходя из расстояний, числа абонентов и емкости линий передачи (таблица 4).

Таблица 4 – Выбор скорости, исходя из расстояния

Расстояние, м	25	50	100	250	500	1000	2500	5000
Скорость, Кбит/с	1000	800	500	250	125	50	20	10

Заключение

Таким образом, были выбраны элементы для системы управления МКА, разработаны схемы подключения датчиков температуры и управления двигателем поворота для исключения перегрева солнечных (или переохлаждения скрытых от солнца) сторон. Рассмотрен интерфейс CAN для сопряжения с другими устройствами на борту аппарата.

Список литературы:

1. Ханов В.Х., Шахматов А.В., Чекмарёв С.А. Концепция создания бортового комплекса управления для малых космических аппаратов. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева – 2012. – № 5 (45). – С. 144–149.
2. Микрин Е.А., Суханов Н.А., Платонов В.Н. Принципы построения бортовых комплексов управления автоматических космических аппаратов. // Проблемы управления – 2004. – № 3. – С. 62–66.
3. LEON3 Processor // Aeroflex. 2015. URL: <http://www.gaisler.com/index.php/products/processors/leon3> (дата обращения: 01.03.2015).
4. DS18B20 русское описание работы с датчиком температуры. // Мастер Кит. 2014. URL: <http://masterkit.ru/zip/ds18b20-rus.pdf> (дата обращения: 01.03.2015).
5. CAN. // Энциклопедия АСУ ТП. URL: http://bookasutp.ru/Chapter2_6.aspx (дата обращения: 01.03.2015).

Проект студенческого малого космического аппарата

Смолянский В.А.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: vsmol@tpu.ru

Проектирование студенческого малого космического аппарата (МКА), которое начато в Национальном исследовательском Томском политехническом университете имеет две цели:

1) привлечение талантливой, активной, заинтересованной в научно-исследовательской деятельности молодежи к космической тематике, приобретение практических навыков конструирования приборов на примере реальной разработки конструкций различных деталей и узлов с наглядным представлением о превращении виртуальной конструкции в реальную;

2) экспериментальная проверка технических решений двух типов двигателей для использования их в качестве исполнительных органов в системах ориентации малых космических аппаратов:

– электромеханического исполнительного органа на базе электродвигателя-маховика (проверяется применение опор скольжения вместо опор качения, что существенно снижает амплитуду колебаний вибрационного спектра в рабочем диапазоне частот);

– ионно-плазменного двигателя (проверяется в условиях невесомости применимость в двигателях данного типа жидкометаллического рабочего тела).

Вывод на орбиту студенческого спутника будет приурочен к 120-летию университета в 2016 году.

Структурная схема разрабатываемого студенческого МКА приведена на рисунке [1].

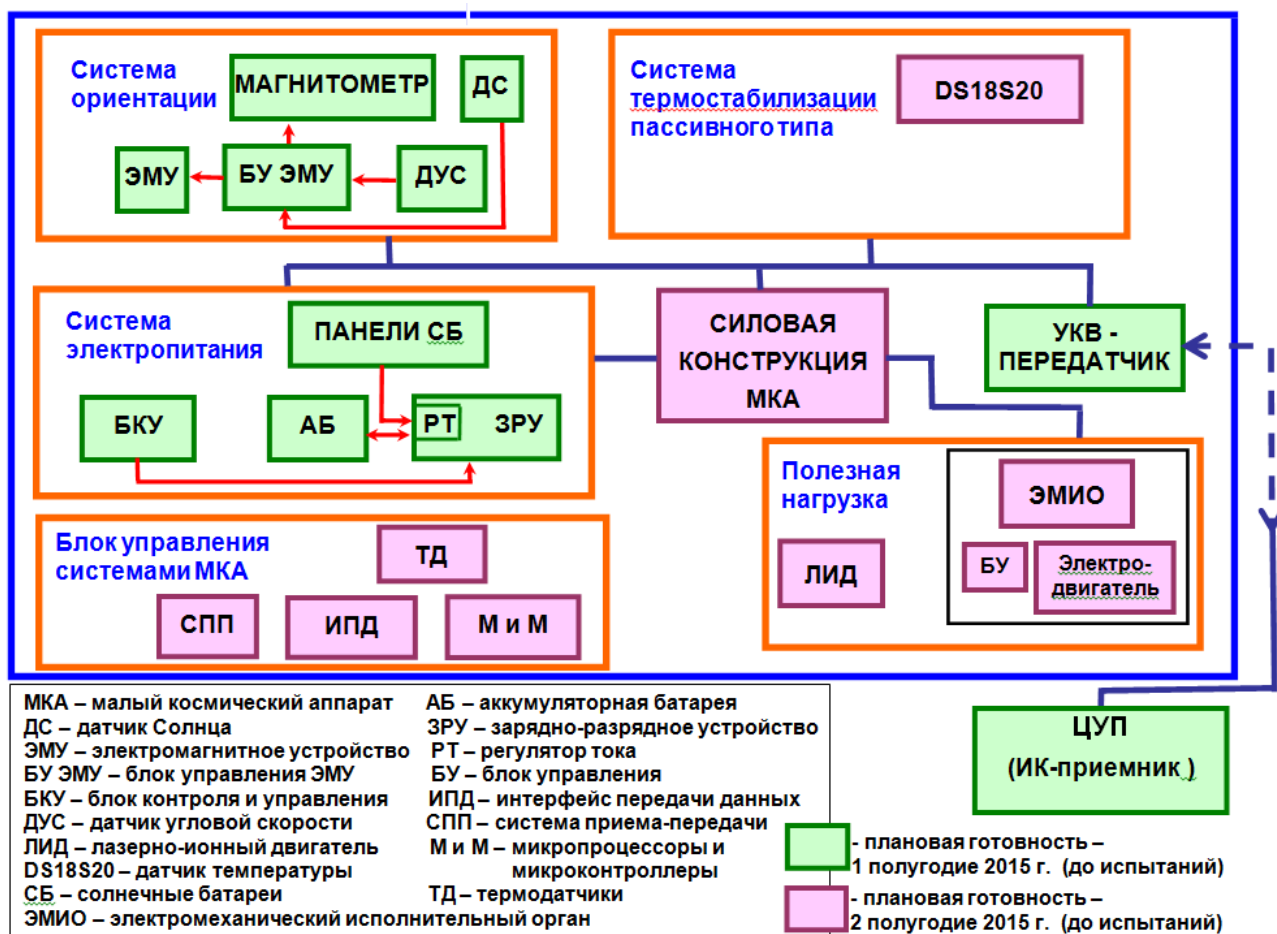


Рисунок 1 - Структурная схема МКА

Основными блоками МКА являются:

Система ориентации предназначена для демпфирования угловых скоростей в момент отделения спутника от ракетоносителя и управления угловой ориентацией спутника по заданным алгоритмам (4 режима – 0, 1, 2, 3). В состав системы ориентации входит:

- электромагнитное устройство (ЭМУ), которое предназначено для демпфирования начальных угловых скоростей МКА, а также угловых скоростей, возникающих по причине воздействия на спутнике внешних и внутренних возмущающих моментов. Для демпфирования угловых скоростей по трём осям в малом космическом аппарате должны быть установлены, как минимум, 3 электромагнитных устройства, расположенные взаимно перпендикулярно;

- датчик угловых скоростей (ДУС) предназначен для измерения вектора угловой скорости космического аппарата относительно осей связанной системы координат;

- магнитометр, предназначенный для измерения вектора магнитного поля Земли по трём осям МКА;

- блок управления электромагнитными устройствами (БУ ЭМУ) предназначен для управления электромагнитными устройствами стабилизации малого космического аппарата. Он представляет собой конструктивно и функционально законченный узел, обеспечивающий одновременное и независимое друг от друга управление тремя электромагнитными устройствами. БУ ЭМУ обеспечивает четыре режима работы ЭМУ:

- 0 – успокоение космического аппарата после отделения от ракетносителя;
- 1 – установление аппарата по линии визирования;
- 2 – установление аппарата по вертикали места;
- 3 – восстановление ориентации аппарата после нештатной ситуации.

Аппаратура управления и контроля средств электропитания (СЭП) МКА предназначена для обеспечения бортовой аппаратуры электроэнергией в соответствии с требованиями, предъявляемыми бортовой аппаратурой к энергопитанию. В состав комплекта СЭП включены:

- панели солнечных батарей;
- аккумуляторная батарея;
- одно зарядно-разрядное устройство аккумуляторной батареи;
- регулятор тока;
- блок контроля и управления (БКУ);
- фильтр.

Блок управления системами предназначен для управления и контроля всеми техническими системами МКА в соответствии с заложенными алгоритмами в ручном и автоматическом режимах функционирования МКА. Блок включает в себя следующие элементы:

- термодатчики;
- систему приема-передачи;
- микропроцессоры и микроконтроллеры;
- интерфейс передачи данных.

Передачик ультракоротких волн (УКВ-передатчик) предназначен для передачи и приема телеметрической информации для радиообмена космического аппарата с наземным ЦУП.

В качестве полезной нагрузки, как уже говорилось ранее, выбраны:

- исполнительный орган системы ориентации малого космического аппарата на базе управляемого по скорости двигателя-маховика. Опытный образец оригинальной конструкции этого исполнительного органа предлагается использовать для угловой ориентации проектируемого МКА;

- лазерно-ионный двигатель, который возможно использовать в качестве исполнительного органа системы ориентации малого космического аппарата. Принцип работы этого двигателя – создание реактивной силы за счет выброса плазменной струи.

Общий вид малого космического аппарата с установкой блоков в корпусе в виде 3D моделей представлен на рисунке 2.

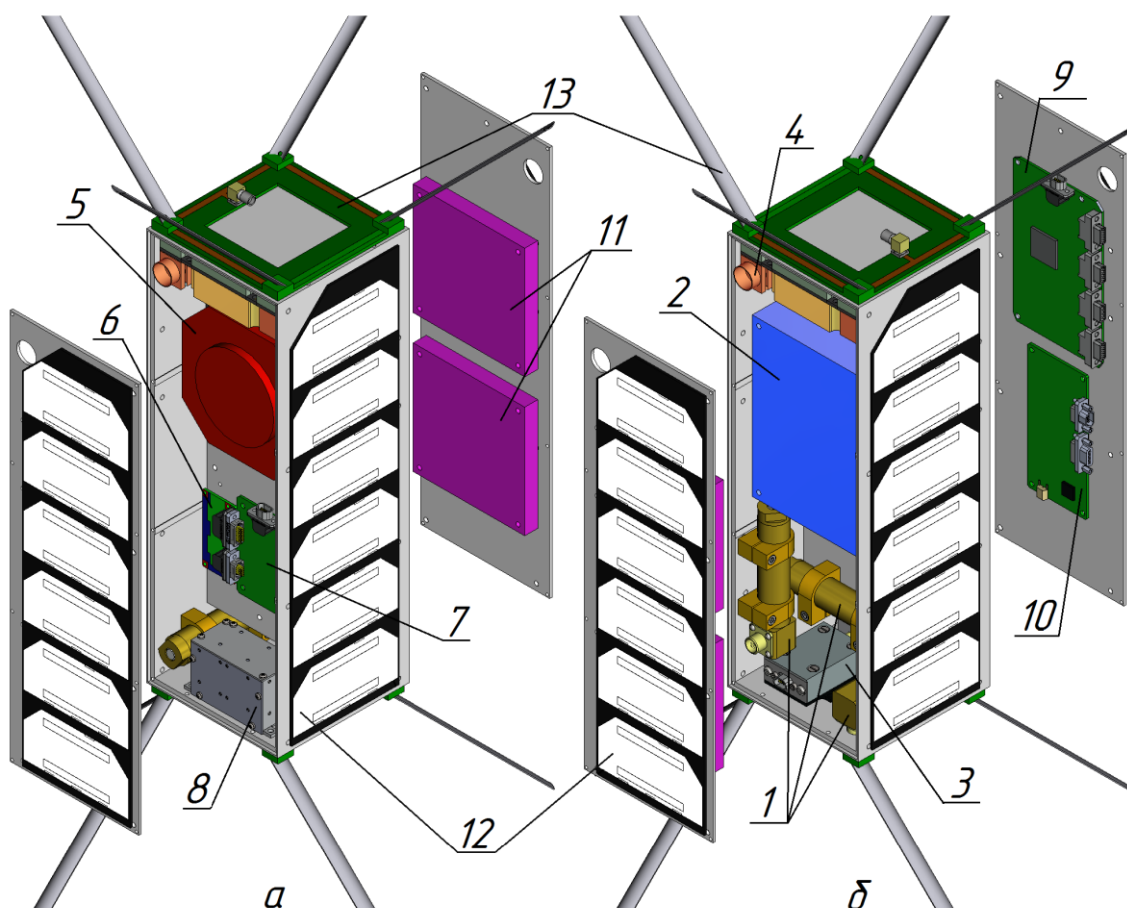


Рисунок 2 - Общий вид МКА: а – лицевая сторона, б – обратная сторона;
 1 – ЭМУ по осям координат x,y,z; 2 – СЭП; 3 – ДС; 4 – ЛИД; 5 – блок ЭМИО;
 6 – материнская плата; 7 – плата БУ ЭМУ; 8 – магнитометр+ДУС; 9 – плата БКУ;
 10 – плата УКВ; 11 – платы БУ МКА; 12 – СБ; 13 – антенны

Основные эксплуатационные характеристики спутника приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Основные эксплуатационные характеристики МКА

Габариты, мм	100×100×300
Максимальная масса, кг	4
Максимальное энергопотребление, Вт	10
Полезная нагрузка	Электромеханический исполнительный орган на базе двигателя-маховика; Ионно-плазменный двигатель
Ресурс (расчетный), год	2
Температурный режим, °C	0 ± 60
Система термостабилизации	пассивная
Система ориентации	активная

Список литературы:

1. Сайт «Виртуальное конструкторское бюро» <http://vdb.tpu.ru>; (дата обращения 10.03.15)

Формирование оптимизированных требований по надежности к перспективным космическим комплексам экспериментального назначения

Шангина Е.А., Патраев В.Е.

Научный руководитель: Патраев В.Е., д.т.н., доцент

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»

662972, Россия, г. Железногорск, Красноярского края, ул. Ленина, 52

E-mail: shangina@iss-reshetnev.ru

Одна из перспективных задач отечественной космической программы – создание космического комплекса (КК) с экспериментальным космическим аппаратом (КА) на геостационарной орбите предназначенным для лётной отработки и квалификации новых технических решений и технологий, средств спутниковой связи и ретрансляции, экспериментального оборудования и модуля служебных систем.

Требования по надёжности КК, в том числе с экспериментальным КА представляют собой совокупность количественных и качественных требований к безотказности, долговечности, ремонтпригодности, сохраняемости КК и его элементов, выполнение которых обеспечивает эксплуатацию КК и его элементов с заданными показателями эффективности, безопасности, экологичности, живучести и других составляющих качества, зависящими от надёжности КК. Количественные характеристики одного или нескольких свойств элементов КК представляются в виде показателей надёжности.

На этапе проектирования КК и его элементов показатели надёжности трактуются как характеристики вероятностных или полув вероятностных математических моделей создаваемого КК. На более поздних этапах (наземная экспериментальная отработка, ЛИ, эксплуатация) роль показателей надёжности могут выполнять статистические оценки соответствующих вероятностных характеристик [1].

Показатели надёжности подразделяют на обобщенные, основные и дополнительные.

На уровне одиночного КК постоянного, длительного функционирования с дорогостоящим экспериментальным КА обобщенным показателем надёжности, как правило, является коэффициент готовности КК ($K_{Г_{КК}}$), модель которого может определяться выражением:

$$K_{Г_{КК}} = K_{Г_{РКК}} K_{Г_{КАХР}} K_{Г_{НКУ}} K_{Г_{КАэспл}} K_{ОГ_{НС}},$$

где: $K_{Г_{КАХР}}$ – коэффициент готовности КА при хранении; $K_{Г_{РКК}}$ – коэффициент готовности ракетно-космического комплекса; $K_{Г_{КАэспл}}$ – коэффициент готовности КА при ЛИ и эксплуатации; $K_{Г_{НКУ}}$ – коэффициент готовности НКУ при работе с одним КА; $K_{ОГ_{НС}}$ – коэффициент оперативной готовности наземных средств КК и систем спутниковой связи.

Основными показателями надёжности КК являются вероятность успешного запуска КА и поддержание работоспособности КА в процессе эксплуатации для получения требуемого полезного эффекта. Космический аппарат, при этом, является неремонтируемым, но восстанавливаемым объектом, с некоторой суммарной величиной допустимого перерыва в работе.

На уровне КА необходимо устанавливать требования:

- К сохраняемости их технических характеристик на различных этапах жизненного цикла КА в виде:
- Допустимой продолжительности сборки и испытаний МСС до момента его приемки;
- Допустимой продолжительности сборки и испытаний КА до момента его приемки;
- Допустимой продолжительности хранения, включая транспортирование на полигон запуска и подготовку к запуску;

- Допустимой продолжительности этапа довыведения КА с геопереходной орбиты на геостационарную орбиту (для КА с блоком коррекции довыведения);
- Срока эксплуатации КА на ГСО с момента приемки КА в эксплуатацию;
- к коэффициенту готовности КА при эксплуатации;
- к ВБР КА за период запуска и довыведения на ГСО
- к ВБР КА за период летных испытаний и эксплуатации.

Критерием отказа КК или КА являются признак или совокупность признаков нарушения работоспособного состояния КК или КА, установленных в ТТЗ или нормативной документации [3].

Критерием отказа КК на этапах ЛИ и эксплуатации служат: отказ КА на этапах ЛИ и эксплуатации; отказ НКУ на этапах ЛИ и эксплуатации.

Критерием отказа КА и перехода в предельное состояние, применительно к которым устанавливаются требования по сроку эксплуатации и безотказности, служат:

- отказ всех бортовых радиокомплексов, входящих в состав МПН (критерием отказа конкретного БРК спутниковой связи, как правило, является невозможность функционирования в соответствии с требованиями ТЗ определенного количества активных стволов какого-либо БРК или отказ блока обработки сигналов). При наличии на борту ретранслятора, работающего в оптическом диапазоне, критерием его отказа является:

- невозможность приема целевой информации в оптическом диапазоне от КА-абонента;
- невозможность передачи командно-программной информации в оптическом диапазоне на КА-абонент;
- невозможность передачи целевой информации на наземный пункт приема информации.
- отказ любой бортовой системы МСС.

Данный критерий отказа БРК КА предусматривает, что при проектном расчете надёжности экспериментального КА в контуре надёжности (ССН) КА учитывается БРК с наименьшим требуемым показателем безотказности [2].

Эффективность и выходной эффект КК. Поскольку надёжность КК, как совокупность различных свойств, характеризует способность КК обеспечивать в процессе функционирования получение заданного в ТТЗ выходного эффекта, то необходимо определить понятие выходного эффекта и связанного с ним понятия эффективности применения КК.

Эффективность применения КК с КА определенного функционального назначения – способность удовлетворять требованиям к услуге с заданными количественными характеристиками. Показатели эффективности могут быть поликритериальными или монокритериальными. Поликритериальная эффективность может быть представлена выражением:

$$W = \sum_{i=1}^n q_i k_i, \quad (1)$$

где: q_i – i -ый (отдельный) функциональный показатель качества КК (количественная, приведенная к безразмерной форме, характеристика одного или нескольких свойств КК). Например, ими могут быть надёжность, энерговооруженность, энергопотребление, относительная масса полезной нагрузки к начальной массе КА, выходной эффект КК и др.); k_i – коэффициент значимости (весовой коэффициент) i -го показателя качества; n – количество учитываемых показателей качества.

В случае отсутствия методов обоснованного определения весовых коэффициентов и невозможностью, в ряде случаев, оценивать эффективность экономическими показателями наиболее объективной представляется монокритериальная оценка эффективности КК, связанная с основной полезной функцией или выходным эффектом КК (КА) [4].

Под выходным эффектом понимается основной полезный результат, получаемый при решении космическим комплексом целевых задач в определенном периоде функционирования. Выходной эффект может быть дифференциальным или интегральным. Дифференциальный выходной эффект характеризуется результатами решения поставленных задач КК или его элементами в определенные моменты времени или в определенные интервалы времени (виток, цикл наблюдения, сутки и т.п.) значительно меньшей продолжительности периода функционирования. Интегральный выходной эффект характеризуется общим результатом решения поставленных задач КК или его элементами в течение всего периода функционирования. В качестве требований к выходному эффекту предлагаются следующие:

- Выходной эффект экспериментального КА на этапе ЛИ $A(t_{ЛИ})$ является дифференциальным и определяется фактическим объемом специальной информации необходимого качества, полученным при функционировании КА, как основного элемента КК, за период ЛИ $t_{ЛИ}$ на целевой орбите $A_{факт}(t_{ЛИ})$. Если экспериментальный КА является носителем разнопрофильных БРК спутниковой связи, то

$$A_{факт}(t_{ЛИ}) = \sum_{i=1}^N a_{i_{факт}}(t_{ЛИ}), \quad (2)$$

где: $a_{i_{факт}}(t_{ЛИ})$ – фактический объем специальной информации необходимого качества, полученный при функционировании КА от одного БРК; N – количество БРК спутниковой связи

- Выходной эффект экспериментального разнопрофильного КА на этапе эксплуатации является интегральным и рассматривается как общий результат решения поставленных задач (полученный фактический объем специальной информации необходимого качества) в течение заданного срока эксплуатации КА. При этом

$$A_{факт}(t_{эспл.}) = \sum_{i=1}^N a_{i_{факт}}(t_{эспл.}), \quad (3)$$

Относительный интегральный выходной эффект на этапе эксплуатации определяется выражением

$$W = \frac{A_{факт}(t_{эспл.})}{A_{зад}(t_{эспл.})} 100\%, \quad (4)$$

Учитывая вышеизложенное, оптимизированный состав показателей надёжности перспективного экспериментального КК по уровням разукрупнения представлен в таблице

Предложенные в данной статье требования к надёжности КК, критериям отказов и выходному эффекту КА применены при обеспечении и оценке надёжности перспективного КК «Енисей-А1» с экспериментальным КА «Енисей-Э1». Обоснование численных значений требуемых показателей надёжности проводилось с учетом ранее достигнутых показателей надёжности в рамках других проектов. Проведенная ориентировочная оценка показателей надёжности позволила подтвердить требуемую надёжность комплекса и основных элементов в процессе проектирования.

Список литературы:

1. ГОСТ РО 1410-001-2009. Системы и комплексы космические. Порядок задания требований, оценки и контроля надёжности.
2. ГОСТ 27.003-90 Надёжность в технике. Состав и общие правила задания требований по надёжности
3. Положение РК-11 (РК-98КТ).
4. ГОСТ 27.001-2009. Надёжность в технике. Система управления надёжностью. Основные положения.

СЕКЦИЯ №2

ЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Пьезоэлектрический акселерометр в космическом приборостроении

Бояхчян А.А., Шашев Д.В. *

Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

*ОАО «Научно-исследовательский институт полупроводниковых приборов»
E-mail: bojahchyan@yandex.ru

В настоящее время почти во всех областях измерения и анализа механических колебаний используются акселерометры. Одним из областей применения является космическое приборостроение, в частности акселерометры используются в системах инерциальной навигации для определения ускорения объекта и его угловых скоростей. Одними из таких акселерометров являются акселерометры, основанные на пьезокерамике. Преимущество пьезоэлектрических акселерометров в том, что они отличаются от других датчиков широкими рабочими частотным и динамическим диапазонами, линейными характеристиками, прочной конструкцией и долговременной стабильностью параметров [1]. Для достижения точных и надежных результатов, акселерометр нужно закрепить на поверхности исследуемого объекта как можно надежнее. Ненадежное крепление акселерометра влечет за собой значительное уменьшение его резонансной частоты, а также значительно уменьшает его рабочий частотный диапазон. Существуют различные методы крепления пьезоакселерометров на объектах контроля, такие как крепление с помощью прочной стальной резьбовой шпильки, пчелиного воска, специальных шпилек, прикрепляемых к объекту твердым клеем или цементом, липкой лентой, постоянного магнита, ручного шупа.

Пьезоэлемент пьезоакселерометров сконструирован таким образом, что при возбуждении механическими колебаниями масса, которая закреплена в корпусе акселерометра, воздействует на него силой, пропорциональной ускорению механических колебаний.

Основные варианты конструкции пьезоэлектрических акселерометров:

- Вариант сжатия: при таком виде сжатия, масса воздействует силой сжатия на пьезоэлектрический элемент;
- Вариант сдвига: для него характерным является работа пьезоэлемента под действием срезающего усилия, обусловленного массой внутри акселерометра.

В данной работе рассмотрен вариант работы акселерометра на сжатие, т.к. подобные акселерометры обладают следующими преимуществами:

1. Довольно высокая резонансная частота, так как при работе на сжатие она соответствует очень большой жесткости пьезоэлектрического элемента;
2. Высокая прочность;
3. Чувствительность к напряжениям, возникающим в основании;
4. Чувствительность к пьезоэлектрическим эффектам, что требует использование средств для компенсации или изоляции в неблагоприятных условиях эксплуатации датчика.

Конструкции пьезоэлектрических акселерометров работающих на сжатие различных фирм [2] представлены на рисунке 1.

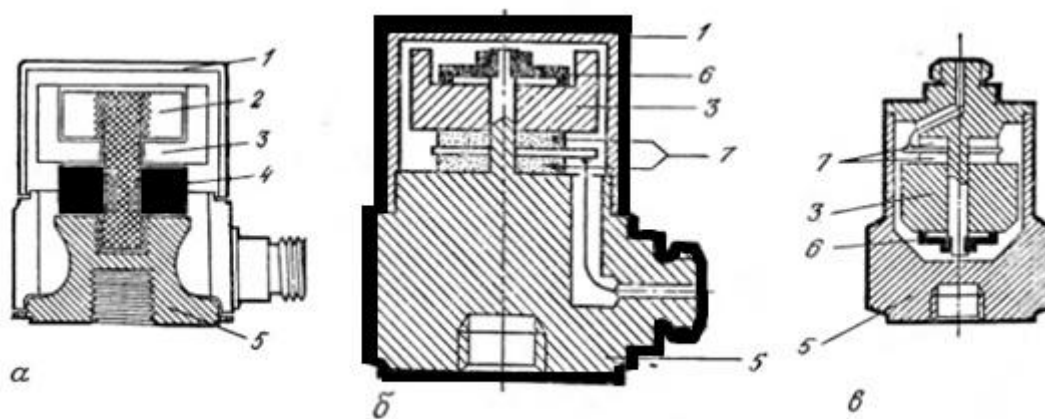


Рисунок 1 - Пьезоэлектрические акселерометры, работающие на сжатие в осевом направлении: а - затяжка гайкой; б, в - поджатие с помощью пружины
1 - кожух; 2 - гайка; 3 - масса; 4 - пьезоэлектрический элемент; 5 - основание;
6 - пружина; 7 - пьезоэлектрические элементы

Основные факторы, влияющие на показания пьезоэлектрических датчиков:

- Температура
- Дegrадация характеристик
- Шумы, вызванные соединительным кабелем
- Уход нуля

Учитывая эти факторы, можно приступить к основной задаче при разработке пьезоакселерометра – выбору чувствительного элемента. Роль чувствительного элемента играет пьезокерамика.

В таблице 1 представлены основные виды пьезокерамики и их характеристики, которые используются для пьезоакселерометров.

Таблица 1- основные виды пьезокерамики и их характеристики

Пьезоэлектрик	Плотность ρ , кг/м ³	Скорость звука c , м/с	Диэлектрическая проницаемость, ϵ	Пьезомодуль, d	Механическая добротность, Q_m
Кварц	2,6	5,47	4,5	2,31	$>10^4$
Дигридофосфат аммония	1,8	3,25	15,3	24	$>10^2$
Сульфат лития	2,05	4,7	10,3	16,3	$>10^2$
Сегнетова соль	1,77	3,1	350	275	-
Сульфид сурьмы	5,2	1,5	2200	150	20
Ниобат лития	4,64	5,8	28,6	600	$<10^5$
Титанат бария ТБ-1	5,3	4,6	1500	45	400
Титанат бария-кальция ТБК-3	5,4	4,2	1180	100	450
Титана-цирконат свинца ЦТС-19	7,45	3,6	1725	100	50
ПВДФ (пьезополимерная пленка)	1,8	1,4	12	20	-
Пьезокомпозит 30% РbTiO ₃	3	1,8	20	-	-

Дальнейшая работа заключается в разработке акселерометра работающего на пьезокерамике, соответствующего следующим параметрам:

- Порог чувствительности: от $10^{-5} g$ до 10^{-4}
- Диапазон рабочих температур от $-55^{\circ} C$ до $+70 (125)^{\circ} C$
- Погрешности: основная погрешность не более $\pm 5\%$;
- Габариты: не более 26x26x26 мм

Работа выполнена в Томском политехническом университете при финансовой поддержке Минобрнауки России, ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы», Соглашение № 14.575.21.0068, уникальный идентификатор соглашения RFMEFI57514X0068.

Список литературы:

1. Ж. Аш Датчики измерительных систем. Книга 2. систем. – Изд.: Москва «Мир», 1992. – 424 с.
2. Каталог продукции фирмы «Брюль и Кьер». [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.istcgroup.com/pdf/bruel%20catalog.pdf>, свободный.

Выбор материала для чувствительного элемента пьезоэлектрического акселерометра

Бояхчан А.А., Шашев Д.В. *

Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

*ОАО «Научно-исследовательский институт полупроводниковых приборов»
E-mail: bojahchyan@yandex.ru

При разработке пьезоакселерометра первостепенной задачей является выбор пьезоматериала (данный материал обладает пьезоэлектрическими свойствами) для чувствительного элемента, который чаще всего представляет собой систему «инерционная масса - упругий элемент». В зависимости от конструкции пьезоакселерометра из пьезоматериала изготавливается как весь чувствительный элемент, так и отдельные его части, чаще всего упругий элемент.

При выборе пьезоматериала следует учитывать температуру среды, в которой будет работать датчик, значения пьезоэлектрических коэффициентов d и g , диэлектрической проницаемости ϵ , модуля упругости E и плотности δ [1].

В данной работе в качестве пьезоматериала для конструкции акселерометра рассматриваются пьезокерамика и пьезополимерная пленка. В таблице 1 отражены основные свойства данных материалов [2].

Таблица 1 – Основные свойства пьезоматериалов

Пьезоэлектрик	Плотность ρ , 103 кг/м ³	Скорость звука c , 103 м/с	Диэлектрическая проницаемость ϵ	Пьезомодуль d , 10 ⁻¹² Кл/Н
Титанат бария	5,3	4,6	1500	45
Группа титаната- цирконата свинца	7,45	4,4	1725	100
Пьезокерамическая пленка	1,8	1,4÷1,9	280	20

1. Пьезокерамика. В составе пьезокерамики нет глинистых веществ, поэтому ее нельзя отнести к обычным видам керамики. Синтезируются пьезокерамические материалы из окислов металла. К семейству керамики пьезокерамические материалы относятся, потому что для них применяют ту же технологию обжига при высокой температуре, что и для обычной керамики.

В основе большинства современных пьезокерамических материалов лежат твердые растворы такие как: титанат бария, титанат свинца, ниобат свинца и т.д.

Такие материалы обладают следующими основополагающими свойствами:

- высокие показатели диэлектрической проницаемости;
- наличие спонтанной поляризации отдельных доменов;
- наличие петли гистерезиса на зависимостях;
- рост значения диэлектрической проницаемости при росте температуры;
- наличие точки Кюри на кривой зависимости диэлектрической проницаемости от температуры.

Пьезоэлектрические акселерометры из пьезокерамики, благодаря ее свойствам, являются одними из лучших датчиков для измерений любых механических воздействий.

В зависимости от своего назначения пьезокерамические материалы делятся на следующие виды:

1) Сегнетомягкие. Применяются для изготовления очень чувствительных преобразователей;

2) Сегнетожесткие. Применяются для изготовления преобразователей, которые работают в режиме прием/излучения в условиях воздействия механических напряжений или сильных электрических полей;

3) Пьезокерамика для частотно-селективных устройств;

4) Высокотемпературная пьезокерамика. Применяется для преобразователей, которые работают при температурах не менее 250 оС;

5) Электрооптические материалы. Применяются для изготовления активных элементов светомодулирующих устройств и цифровых индикаторов.

2. Пьезополимерная пленка. В качестве чувствительного элемента может быть использована пьезополимерная пленка. Датчик с таким чувствительным элементом (Рисунок 1) приклеивают на объект контроля. Пьезополимерная пленка деформируется пропорционально с деформацией поверхности объекта контроля, при этом генерируя напряжение. Чтобы повысить динамический диапазон и чувствительность датчика, пьезокерамическую пленку, складывают в несколько слоев [3].

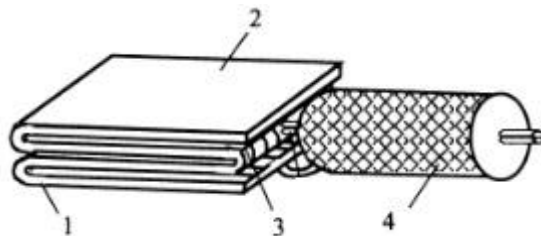


Рисунок 1 - Пьезоэлектрические акселерометры, с полимерной пленкой

1 – полимерная пленка; 2,3 - электроды; 4 - изолятор

В дальнейших исследованиях по разработке конструкции пьезоакселерометра будут использованы выше обозначенные пьезоматериалы. Конечный выбор пьезоматериала будет

осуществлен по результатам расчета основных характеристик пьезоакселерометра, а также исходя из особенностей технологии изготовления пьезоакселерометра.

Список литературы:

1. Ж. Аш Датчики измерительных систем. Книга 2. – Изд.: Москва «Мир», 1992. – 424 с.
2. Энциклопедия физики и техники. Пьезоэлектрические материалы [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://www.femto.com.ua/articles/part_2/3200.html, свободный.
3. В. Шарапов, М. Мусиенко, Е. Шарапова Пьезоэлектрические датчики. – Изд.: Москва «Техносфера», 2006. – 637 с.

Система электроснабжения малого космического аппарата

Вьонг Суан Чьен

Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: chientomsk@gmail.com

Современный космический аппарат невозможно представить без надежной системы электроснабжения. На космических аппаратах различного служебного назначения существует большое число потребителей электроэнергии: система ориентации, система связи с центром управления, кино- и фотоаппаратура, другая научная аппаратура. В данной работе проводится сравнительный анализ существующих систем электроснабжения КА и выбор наиболее приемлемой для МКА системы электроснабжения.

1. Источники электрической энергии, применяемые в настоящее на борту КЛА

Ядерные источники (Ядерный реактор)

Известны ядерные реакторы, которые применялись на космических аппаратах: SNAP, Ромашка, Бук, Топаз, Енисей [1]. Ядерные реакторы применяют в космосе, если необходимое количество энергии невозможно получить другими способами.

Принцип работы ядерного реактора заключается в том, что в результате цепной ядерной реакции высвобождается большая тепловая энергия, которая определенным образом преобразуется в электрическую энергию.

Система электроснабжения КА, на основе использования солнечной энергии

В настоящее время наибольшее применение нашли солнечные энергоустановки на базе панелей солнечных батарей, потому что с поверхности панелей солнечных батарей можно получить большие количества энергии. Для получения максимальной энергоотдачи, панели батарей должны находиться перпендикулярно к потоку солнечного света [2].

Аккумуляторные батареи

В космосе наибольшее применение получили никель-водородные или литий-ионные аккумуляторные батареи, которые обеспечивают наибольшее количество циклов заряд - разряд. Основным параметром аккумуляторов является удельная энергия, определяющая их массогабаритные характеристики [2, 3].

В таблицу 1 сведены основные характеристики источников энергии, на основании сравнения которых можно сделать вывод о предпочтительном применении того или иного источника энергии для каждого конкретного случая [3, 4, 5].



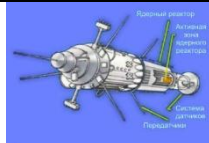

Сравнительный анализ параметров позволяет сделать выбор в пользу солнечных батарей.

2. Система энергоснабжения на основе использования солнечной энергии

Структура системы представлена на рис.1. В состав системы входят: панели солнечных батарей, блок стабилизации напряжения, в состав которого входит зарядное устройство,

аккумуляторные батареи. Полезной нагрузкой для системы электроснабжения служат различные приборы, бортовой компьютер, система ориентации и др.

Таблица 1 - Характеристики источников энергии для космических аппаратов

Источник энергии	Тепловая мощность, кВт	Электрическая мощность, Вт	Масса, кг	Отношение мощности к массе, Вт/ кг	Ресурс, дни	Фото	
Ядерные реакторы							
SNAP-10A	30	590	290	2,0344	43		
Ромашка	40	-	-	-	-		
Бук	100	3000	900	3,3333	135		
Топаз	150	5000-6000	11	454,54-545,454	1 год		
Енисей	115- 135	4500-5500	-	-	3 год	-	
Солнечные энергоустановки							
Тип	Удельная мощность СБ при АМ0, 25°С в оптимальной точке ВАХ, Вт/м2	Удельная мощность СБ при АМ0, 60°С, в оптимальной точке ВАХ, Вт/м2	Удельная масса (по фотообразующей части без учёта каркаса), кг/м²		Деградация рабочего тока за САС, %		
			сетчатая подложка	сотовая подложка	10 лет GEO	10 лет LEO	10 лет на эллиптической и промежуточной орбитах
Монокристаллический	200	165-170	1,7-1,85	1,4-1,5	20	20	30
GalnP2-GalnPAs-Ge трехкаскадные	~350	~320	1,9	1,6	15	15	25
Аморфный	90-100	80-90	0,3		Радиационная деградация ~7%		
Аккумуляторные батареи							
Тип	Диапазон емкостей, Ач	Удельная энергия, Вт·ч/кг		Способы термостатирования	Срок службы, лет		
		Аккумулятора	Батарей		На геостационарной орбите	На околоземной орбите	
Никель-водородных	20-160	75-90	45-60	Кондуктивный Радиационный Тепловыми трубами	15	Более 7	
Литий-ионных	10-120	145-175	110-130	-	15	-	

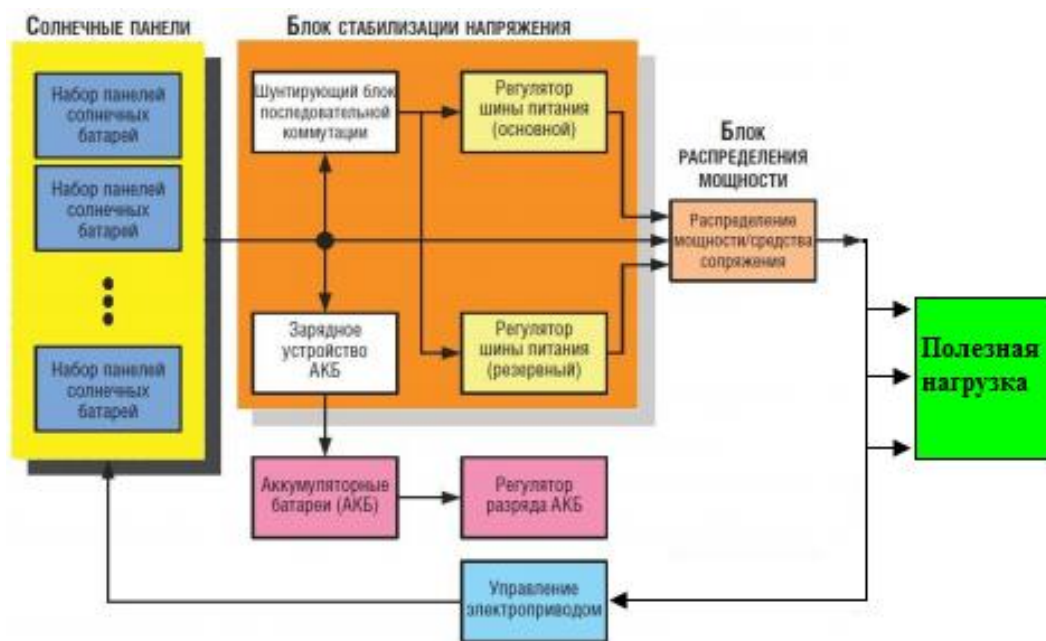


Рисунок 1 - Схема электроснабжения КА

3. Обзор существующих систем ориентации солнечных батарей на КА

Преимущественно панели солнечных батарей располагаются на внешней поверхности космического аппарата или на раскрывающихся жёстких панелях. Система ориентации солнечных батарей (СОСБ) предназначена для наведения панелей солнечных батарей на Солнце, и поддержание требуемой ориентации панелей относительно Солнца. Для этой цели используются электромеханические приводы, установленные в корпусе КА [6].

Существуют следующие классификации [6] способов ориентации СБ:

- По способу формирования сигналов отклонения солнечных батарей от направления на Солнце;
- По типу ориентации СБ;
- По числу степеней свободы (осей поворота) УПБС;
- По виду связи поворотных солнечных батарей с корпусом КА;
- По характеру взаимовлияния контура СОСБ с контуром управления КА и дополнительным функциям СОСБ;
- По способам взаимодействия панелей солнечных батарей с внешними полями.

4. Выбор способа разворота панелей СБ МКА

В результате проведенного анализа принято решение о комбинированном размещении панелей солнечных батарей на МКА: жесткое крепление панелей на корпусе КА и применение панелей с использованием системы ориентации на Солнце (рис.2).

В состав СОСБ входят: солнечный датчик (1), солнечная панель спутника (2), поворотное устройство (3), бортовой компьютер (4).

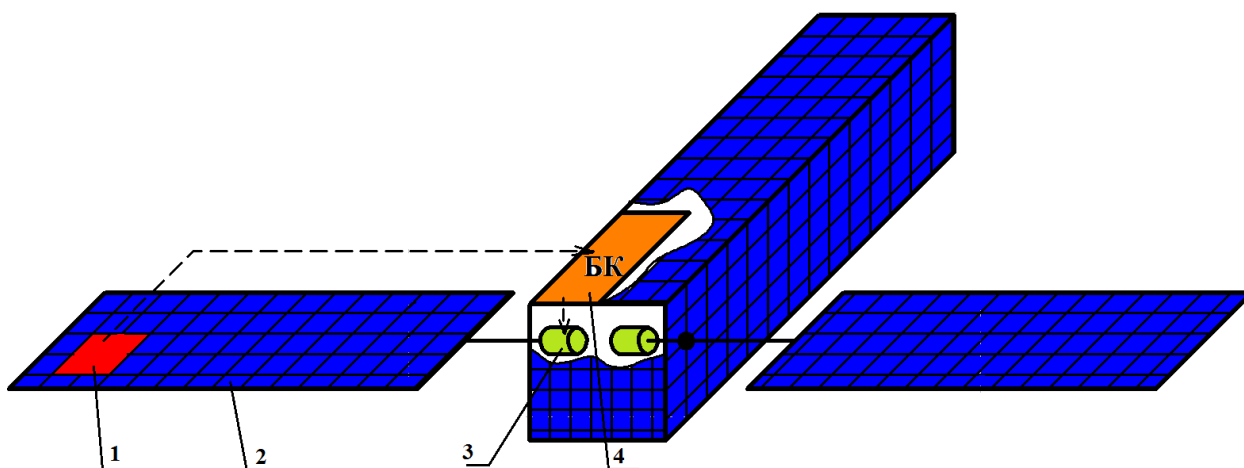


Рисунок 2 - Элементная база

При развороте панелей поворотными устройствами необходимо обеспечить неизменное положение корпуса КА относительно Земли или другого ориентира.

Список литературы:

1. Википедия/ Ядерные реакторы на космических аппаратах /- URL: [2. Википедия/ Система энергоснабжения космического аппарата/- URL: \[3. ФЕДЕРАЛЬНОЕ КОСМИЧЕСКОЕ АГЕНСТВО/ Главная / Космическая промышленность / Продукция предприятий и организаций/- URL: <http://www.federspace.ru/2011>.\]\(https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%B8%D1%81%D1%82%D0%B5%D0%BC%D0%B0_%D1%8D%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B3%D0%BE%D1%81%D0%BD%D0%B0%D0%B1%D0%B6%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D1%8F_%D0%BA%D0%BE%D1%81%D0%BC%D0%B8%D1%87%D0%B5%D1%81%D0%BA%D0%BE%D0%B3%D0%BE_%D0%B0%D0%BF%D0%BF%D0%B0%D1%80%D0%B0%D1%82%D0%B0, режим доступа – свободный.</p>
</div>
<div data-bbox=\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%AF%D0%B4%D0%B5%D1%80%D0%BD%D1%8B%D0%B5_%D1%80%D0%B5%D0%B0%D0%BA%D1%82%D0%BE%D1%80%D1%8B_%D0%BD%D0%B0_%D0%BA%D0%BE%D1%81%D0%BC%D0%B8%D1%87%D0%B5%D1%81%D0%BA%D0%B8%D1%85_%D0%B0%D0%BF%D0%BF%D0%B0%D1%80%D0%B0%D1%82%D0%B0%D1%85, режим доступа – свободный.</p>
</div>
<div data-bbox=)

4. Lozga/ Публикации/ Поле пашет мирный трактор, по небу летит реактор/ атомных реакторов в космосе/ - URL: <http://geektimes.ru/post/229625>.

5. Rnnrusnanonet/ Российская национальная нанотехнологическая сеть/ Главная страница / Каталог разработок / Солнечные элементы и батареи космического применения/ Солнечные элементы и батареи космического применения/- URL: <http://www.rusnanonet.ru/products/21131>.

6. Википедия/ Система ориентации солнечных батарей/- URL: [101](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%B8%D1%81%D1%82%D0%B5%D0%BC%D0%B0_%D0%BE%D1%80%D0%B8%D0%B5%D0%BD%D1%82%D0%B0%D1%86%D0%B8%D0%B8_%D1%81%D0%BE%D0%BB%D0%BD%D0%B5%D1%87%D0%BD%D1%8B%D1%85_%D0%B1%D0%B0%D1%82%D0%B0%D1%80%D0%B5%D0%B9, режим доступа – свободный.</p>
</div>
<div data-bbox=)

Исследование многоступенчатого трансформаторного корректора коэффициента мощности

Едгулов М.М.

Научный руководитель: Букреев В.Г., д.т.н., проф. кафедры ЭПЭО ЭНИН ТПУ
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: edgmar@mail.ru; edgmar@sibmail.com

Вторичные источники питания, применяемые в наземном и космическом приборостроении, питаемые от сети переменного тока обладают рядом показателей качества.

Их основными показателями, с точки зрения качества потребляемой электроэнергии, являются коэффициент мощности, коэффициент гармоник и коэффициент пульсаций. Эти показатели определены в [1]. Рассмотрим коэффициент гармоник. Для источника питания, включаемого в сеть трёхфазного синусоидального переменного тока, коэффициент гармоник потребляемого тока будет определяться несинусоидальностью потребляемого тока:

$$k_{gi} = \sqrt{\frac{\sum_{n \neq 1} I_n^2}{I_1^2}} \cdot 100 \quad [k_{gi}] = [\%] \quad (1)$$

I_n – амплитуда n-й гармоники, I_1 – амплитуда первой гармоники тока потребления. На рисунке 1 изображена базовая схема выпрямления трёхфазной сети переменного тока:

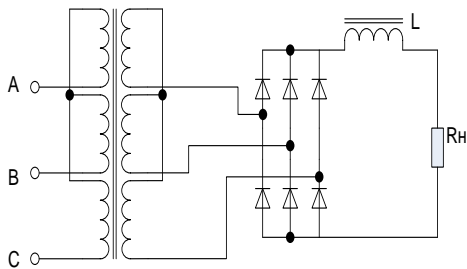


Рисунок 1 - Базовая схема выпрямления

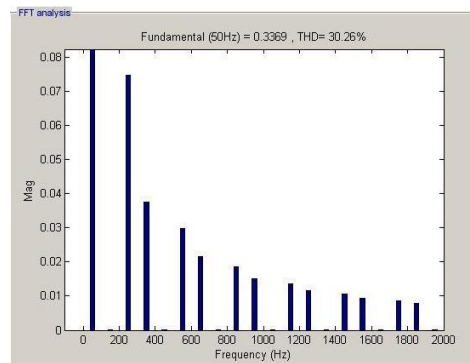


Рисунок 2 – Ток, потребляемый из сети базовой схемой, представленный магнитудами 1-й и высшими гармониками тока

Перенесем базовую схему в среду MathLab, исключив из нее сглаживающий дроссель и произведем быстрое Фурье-преобразование, для получения численного значения коэффициента k_{gi} и амплитуд гармоник тока, потребляемых из сети.

Как видно из полученных данных, коэффициент гармоник схемы THD = 30.26%, что превышает допустимое значение по ГОСТ Р 54149-2010. Существует широко известная схема, позволяющая снизить коэффициент гармоник, за счет сдвига фазы питающего напряжения [3]:

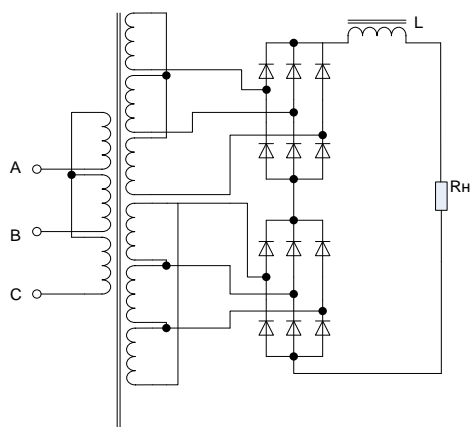


Рисунок 3 - Схема с 30-градусным сдвигом фаз питающего напряжения

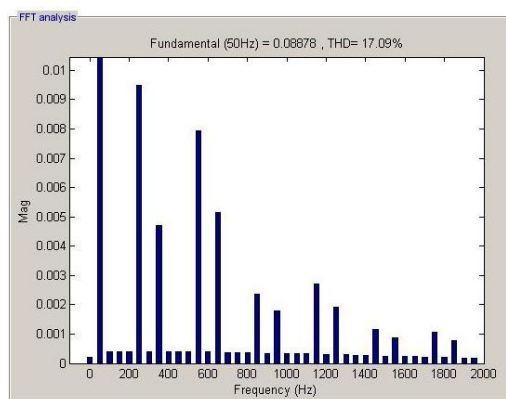


Рисунок 4 - Ток, потребляемый схемой с 30-градусным сдвигом фаз питающего напряжения, представленный магнитудами 1-й и высшими гармониками тока

Сетевое напряжение подается на первичную обмотку трансформатора, а нагрузка подключается к двум трёхфазным выходным обмоткам, соединённым по схеме «Δ-Y» (треугольник-звезда). Выходные напряжения выпрямляются мостами Ларионова и далее последовательно соединяются между собой и нагрузкой (Рисунок 3). Такая схема снижает коэффициент гармоник до 17.09% (Рисунок 4).

Согласно ГОСТ Р 54149-2010, процент высших гармоник не должны превышать: 6%– для 5-ой гармоники, 5% – для 7-ой гармоники и т.д. Существует достаточно много способов улучшения показателей качества потребляемой электроэнергии: включение в систему активных и пассивных корректоров коэффициента мощности – сглаживающих дросселей и реакторов, частотных фильтров, понижающих и повышающих преобразователей постоянного тока (трансформаторов постоянного тока) [1,2].

Предлагается способ коррекции коэффициента мощности с помощью многократных фазовых сдвигов вектора напряжения первичной цепи трансформатора (рисунок 5).

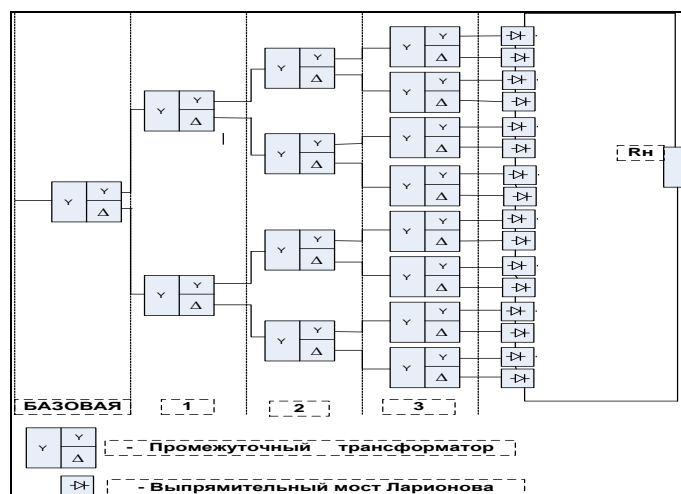


Рисунок 5 - Схема преобразования напряжения с тремя ступенями преобразования

Нагрузка может быть подключена к любой из ступеней преобразовательных трансформаторов, с помощью выпрямительных мостов.

Проанализируем, как влияет количество промежуточных трансформаторов:

Таблица 1 - Коэффициент несинусоидальности (THD) и амплитуды высших гармоник для разного количества промежуточных сдвигающих трансформаторов

Схема включения	THD, %	Амплитуды гармоник, %				
		1-ая	5-ая	7-ая	11-ая	13-ая
Базовая	30,26	100	22,24	11,16	8,88	6,39
1	17,09	100	10,7	5,32	8,94	5,8
2	12,06	100	5,34	3,05	7,85	4,58
3	20,77	100	16,21	7,97	6,72	4,46
4	6,31	100	1,06	0,72	4,14	2,46
5	4,38	100	0,61	0,77	1,17	0,57

Таблица 2 - Коэффициент несинусоидальности (THD) для схем с разным количеством промежуточных сдвигающих трансформаторов в зависимости от сопротивления нагрузки

Схема включения	THD при различных сопротивлениях нагрузки, %		
	1000 Ом	500 Ом	100 Ом
1	17,09	16,28	13,22
2	12,06	10,9	11,27
3	20,77	20,77	22,10
4	6,31	6,37	6,49
5	4,38	6,44	12,0

Выводы:

1) Независимо от количества промежуточных трансформаторов, коэффициент гармоник независим от величины входного трёхфазного напряжения.

2) При определенном значении $R_n = \text{const}$, наиболее эффективной является схема преобразования, содержащая 5 ступеней промежуточных трансформаторов, с $k_{Gi} = 4,38\%$.

3) При изменении R_n , в сторону увеличения тока потребления, наиболее эффективна схема с 4-мя ступенями преобразования. Схема с 5-ю ступенями становится неэффективной.

Для получения наименьшего значения несинусоидальности потребляемого тока, следует выбрать ту ступень преобразования, которая даст наименьший k_{Gi} , наиболее эффективную ступень выбрать либо экспериментально, либо построением векторных диаграмм токов и напряжений. В перспективе, возможна электронная коммутация ступеней преобразования, на основе цифровой обработке тока потребления.

Список литературы:

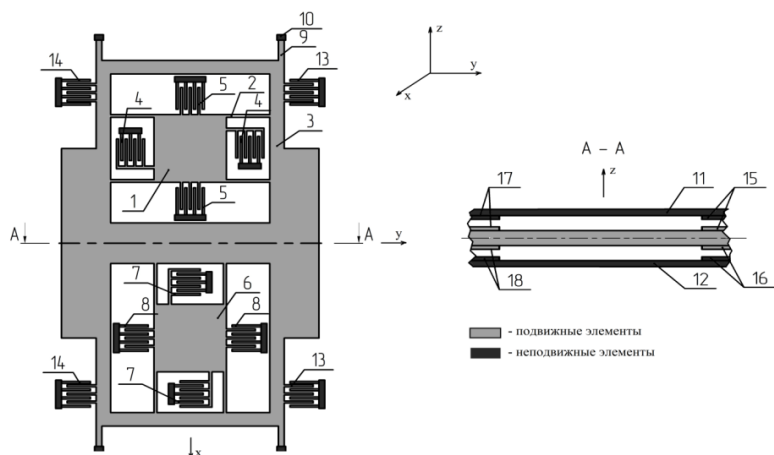
1. В.И. Мелешин. Транзисторная преобразовательная техника, Москва: Техносфера, 2006.- 632 с.
2. Едгулов М.М., Писниченко А.О. Исследование повышающего конвертора с индуктивным накоплением энергии», Томск, 2008. Электронные и электромеханические системы и устройства: тез. докл. XVIII науч.-техн. конф. молодых специалистов.
3. Гоголин В.А., Кочергин В.И., Поляков С.А., Макарычева Т.В. Улучшение гармонического состава тока потребления из сети при питании нагрузки от выпрямителя, Томск, 2011. Электронные и электромеханические системы и устройства. Сборник научных трудов.

Зорина Е.В., Аршинова А.А.

E-mail: Lenochka0892@gmail.com

Основным элементом микроакселерометра является емкостный микромеханический датчик кремниевый сенсор. Принцип работы акселерометров основан на измерении изменения инерционной массы относительно корпуса и преобразовании его в пропорциональный электрический сигнал. При нулевом ускорении инерционная масса находится в центральном положении между двумя параллельными кремниевыми пластинами. Под воздействием ускорения масса смещается в одну из сторон, изменяя тем самым пропорционально ускорению величину емкости конденсаторов. Дифференциальное изменение ёмкостей датчика измеряется специализированной микросхемой.

Сенсор акселерометра (рисунок 1) содержит наружную раму 9, установленную на подложке 12 при помощи упругого подвеса 9 и анкеров 10. Упругий подвес обеспечивает свободу перемещения рамы вместе с инерционными телами 1 и 6 вдоль оси Z.



Сенсор акселерометра (рисунок 1) содержит наружную раму 9, установленную на подложке 12 при помощи упругого подвеса 9 и анкеров 10. Упругий подвес обеспечивает свободу перемещения рамы вместе с инерционными телами 1 и 6 вдоль оси Z.

Инерционное тело 6 перемещается вдоль оси Y.

Гребенчатые электроды 4 входят в состав преобразователя механического перемещения инерционного тела 1 вдоль оси X. Это перемещение возникает при наличии ускорения вдоль оси X. Гребенчатые структуры 5 выполняют роль исполнительных элементов, формирующих корректирующие воздействия и обратную связь по оси X. Гребенчатые электроды 7 входят в состав преобразователя механического перемещения инерционного тела 6 вдоль оси Y. Это перемещение возникает при наличии ускорения вдоль оси Y. Гребенчатые структуры 8 выполняют роль исполнительных элементов, формирующих корректирующие воздействия и обратную связь по оси Y.

105

Математическая модель

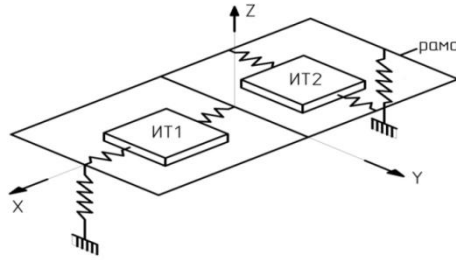


Рисунок 2 – Эквивалентная схема сенсора акселерометра

Составим уравнения движения сенсора акселерометра, эквивалентная схема которого представлена на рисунке 2.

При выводе уравнений полагаем, что жёсткости G_z , G_x , G_y упругих подвесов сенсора по осям чувствительности намного меньше жесткостей тех же подвесов в перекрёстных направлениях. Это требование является основополагающим при проектировании сенсора.

Система координат $OXYZ$ (рисунок 3) связана с корпусом, который перемещается поступательно с ускорением, имеющим проекции на оси XYZ : a_x, a_y, a_z и вращается с угловыми скоростями $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$.

Система координат $O_1X_1Y_1Z_1$ связана с инерционным телом ИТ1, $O_2X_2Y_2Z_2$ – с инерционным телом ИТ2, $O_3X_3Y_3Z_3$ – с общей рамой. Уравнения движения сенсора акселерометра, полученные при помощи уравнений Лагранжа второго рода, имеют вид

$$(m_1 + m_2 + m_3)\ddot{z} + z[G_z - (m_1 + m_2 + m_3)(\Omega_y^2 + \Omega_x^2)] + \mu_z \dot{z} = (m_1 + m_2 + m_3)a_z - 2m_2\Omega_x\dot{y} + 2m_1\Omega_y\dot{x} - m_2y \cdot \Omega_z\Omega_y - m_1x\Omega_x\Omega_z, \quad (1)$$

$$m_1\ddot{x} + \mu_x \dot{x} + x[G_x - m_1(\Omega_z^2 + \Omega_y^2)] = m_1a_x - 2m_1\Omega_y\dot{z} + m_1z\Omega_x\Omega_z, \quad (2)$$

$$m_2\ddot{y} + \mu_y \dot{y} + y[G_y - m_2(\Omega_x^2 + \Omega_z^2)] = m_2a_y + 2m_2\Omega_x\dot{z} - m_2z\Omega_y\Omega_z. \quad (3)$$

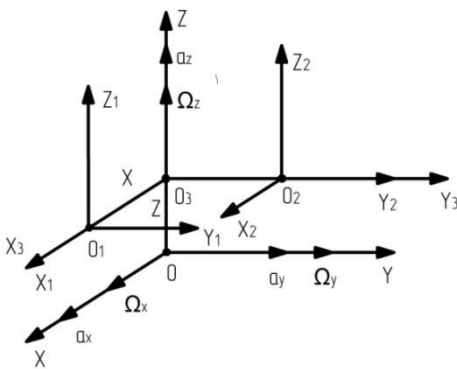


Рисунок 3 – Системы координат, связанные с сенсором

Моделирование акселерометра в программе Simulink

Произведено моделирование уравнений (12-14) движения сенсора акселерометра, графики представлены на рисунках 4 – 6.

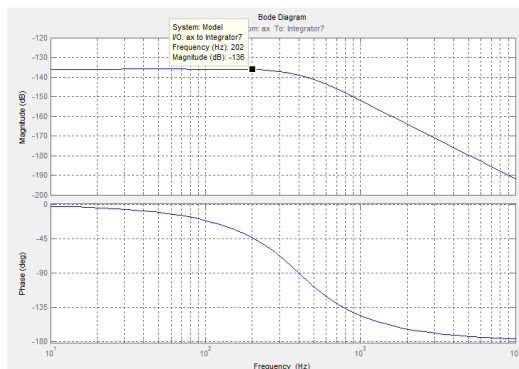


Рисунок 4 – АЧХ для x при $\xi=0.7$, $f=400$ Гц

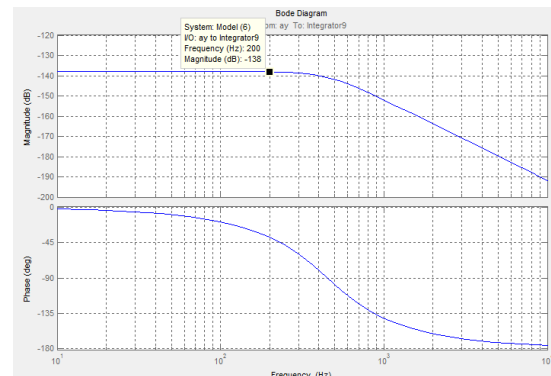


Рисунок 5 – АЧХ для y при $\xi=0.7$, $f=450$ Гц

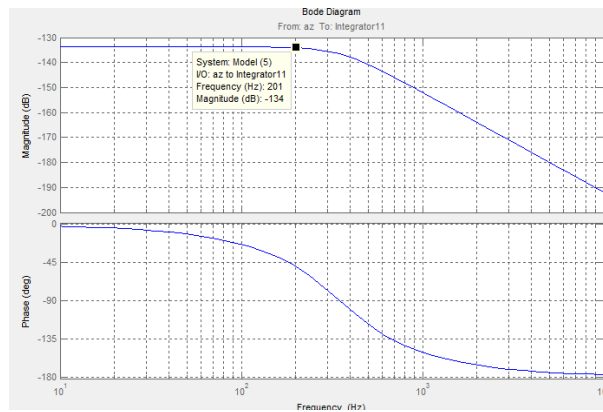


Рисунок 6 – АЧХ для $\xi=0.7$, $f=350$ Гц

Из графиков, приведенных на рисунках 4-6 можно сделать вывод, что АЧХ движения сенсора акселерометра не изменяются в интересующем нас диапазоне до 200 Гц.

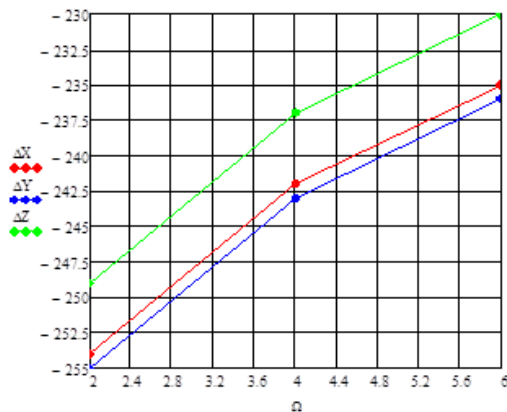


Рисунок 7 – График зависимости погрешностей перемещения сенсора акселерометра от угловой скорости Ω

Из графика, представленного на рисунке 7, можно сделать вывод, что при увеличении угловой скорости уменьшается погрешность перемещения сенсор.

Создание имитационной модели акселерометра

Построена трехмерная модель разработанного акселерометра, используя программный продукт T-FLEX CAD 3D с помощью команды выталкивание на высоту 30 мкм. Рисунок полученного сенсора показан на рисунке 8. Далее проводится частотный и статический анализ полученной модели акселерометра при помощи программного продукта T-FLEX Анализ.

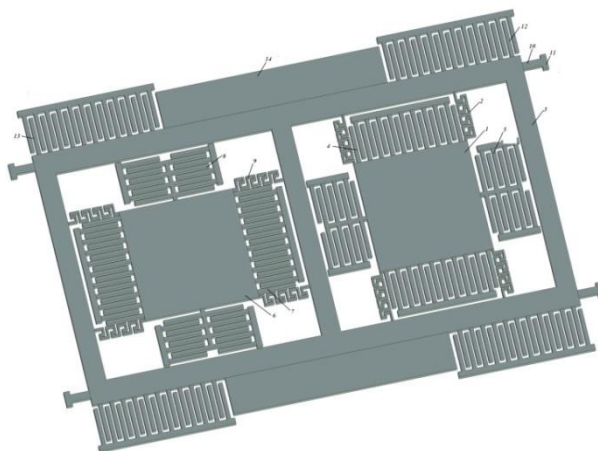


Рисунок 8 – Имитационная модель акселерометра

1,2 - ИМ1, ИМ2, 2,9,10 – упругие элементы подвеса, 5,7,8,12,13,14 – емкостные преобразователи перемещения

Динамика МЭМС описывается системой дифференциальных уравнений, а коэффициенты уравнений определяются на основании результатов трёхмерного

моделирования конструкции. Это позволяет сократить время проектирования, но при этом учитываются свойства материала сенсора, физические и геометрические нелинейности элементов сенсора, внутренние напряжения в системе, что приближает вычисления к изготовлению реального образца.

Работа выполнена в Томском политехническом университете при финансовой поддержке Минобрнауки России, ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы», Соглашение № 14.575.21.0068, уникальный идентификатор соглашения RFMEFI57514X0068.

Список литературы:

1. Распопов В.Я. Микромеханические приборы. - М.: Машиностроение, 2007г. - 397с.
2. Костюченко Т.Г. T-FlexАнализ. Расчет собственных частот и форм колебаний конструкций. Методические указания по выполнению лабораторного практикума. – Томск: Изд. ТПУ, 2005. - 21 с.

Слуховой имплантат МЭМС

Зорина Е.В., Аршинова А.А.

Научный руководитель: Нестеренко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Lenchka0892@gmail.com

Слух – одно из пяти чувств человека – способность воспринимать звуки окружающего мира. Благодаря слуху, человек различает звуки, распознает их характер, локализацию, овладевает речью. Поэтому слуховой орган человека – самый совершенный и чуткий из всех его органов чувств: в нем наблюдается наибольшая концентрация нервных клеток и окончаний (только в “улитке” – одной из частей слухового аппарата – насчитывается около 30 000 чувствительных клеток).

Человек, в дневное время суток, может слышать звуки громкостью от 10-15 дБ и выше. Максимальный диапазон частот для человеческого уха, в среднем - от 20 до 20 000 Гц (возможный разброс значений: от 12-24 до 18000-24000 герц). В молодости - лучше слышен среднечастотный звук с частотой 3 КГц, в среднем возрасте - 2-3КГц, в старости - 1КГц. Такие частоты, в первые килогерцы (до 1000-3000 Гц - зона речевого общения) - обычны в телефонах и по радио на СВ и ДВ диапазонах. С возрастом, воспринимаемый на слух звуковой диапазон сужается: для высокочастотных звуков - уменьшаясь до 18 килогерц и менее (у пожилых людей, каждые десять лет - примерно на 1000Гц), а для низкочастотных - увеличиваясь от 20 Гц и более [1].

Слуховой орган человека (рисунок 1) действует как приемник (наружное ухо), усилитель (среднее ухо) и передатчик (внутреннее ухо).

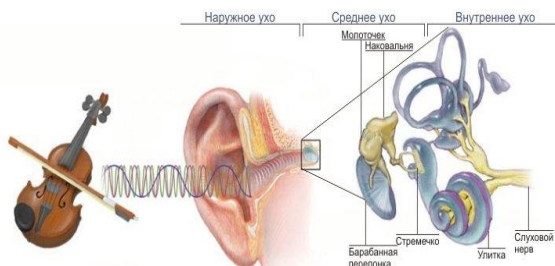


Рисунок 1 – Строение слухового органа человека

Приемник – это сама ушная раковина. В центре раковины есть костный канал, ведущий к барабанной перепонке (стенки канала выделяют воскообразное вещество, предохраняющее кожу от высыхания и шелушения).

Усилитель – система из 3-х маленьких слуховых косточек. Первая из них – т.н. молоточек (прикреплена к барабанной перепонке), вторая – стремечко (прикреплена к внутреннему уху), третья – наковальня (соединяет две первых). Это устройство усиливает движение барабанной перепонки в 20 раз.

Передающая часть уха чрезвычайно сложна. Механизмы слуха и равновесия образуют общую камеру, наполненную особой жидкостью – эндолимфой (волны звукового давления передаются через эту жидкость из среднего уха к стремечку). Механизм слуха расположен в одном конце этой камеры и имеет форму завитка, похожего на раковину улитки (поэтому он и получил название “улитка”). По всей длине улитки идет тонкая базилярная мембрана, от которой отходят к улитковому нерву тысячи нервных волокон. Изменения в высоте или громкости звуков улавливаются крошечными волосками на базилярной мембране как волны от изменения давления, которые передает эндолимфа вверх и вниз по всей длине улитки. Из улитки выходит улитковый нерв, соединенный со специализированным участком мозга – слуховым центром [2].

Функция слухового органа, по тем или иным причинам, может быть нарушена. И тогда необходимо компенсировать это нарушение. Программа дальнейших реабилитационных мероприятий зависит от вида, степени нарушения слуха, а также других факторов.

Для многих людей с потерей слуха единственным выходом оказывается кохлеарный имплантат, медицинское устройство, разработанное для того, чтобы помочь людям с тяжелой и полной потерей слуха, для которых слуховые аппараты не эффективны [3].

Кохлеарный имплантат, представляющий собой микрофон с передатчиком, который на радиочастотах передаёт звуковые сигналы на внутреннюю часть устройства, установленную в улитке уха, то есть на собственно имплантат. Звуковой сигнал при этом превращается в электрические импульсы, которые передаются на слуховые нейроны и отправляются дальше в кору мозга. Приёмник, преобразователь сигналов и элементы питания крепятся за ухом и порой могут доставлять известное неудобство тому, кто их носит.

Для замены кохлеарного имплантата предлагается слуховой имплантат МЭМС, в котором предлагается использовать вместо искусственного микрофона – микрофон естественный, внутреннее ухо с его системой слуховых косточек.

МЭМС – микроэлектромеханические системы – это интегрированные системы с размерами от нескольких микрометров до миллиметров, которые объединяют в себе механические и электрические электронные компоненты. MEMS состоит из механических микроструктур, микродатчиков, микроактюаторов и микроэлектроники, объединенных на одном кремниевом чипе [4].

Принцип работы слухового имплантата МЭМС заключается в том, что слуховые волны проходят через слуховой канал до мембраны, вызывая её вибрацию. Эти вибрации передаются на косточки среднего уха (молоточек, наковальня и стремечко), приводя их в движение. На косточке расположен акселерометр, который регистрирует эти колебания и передает электрические импульсы на электроды в улитку. Слуховой нерв воспринимает их и посылает в слуховой центр мозга. Мозг распознает переданные сигналы как звук.

Слуховой имплантат МЭМС поможет людям с нейросенсорной тугоухостью, вызванной неправильным функционированием волосковых клеток, когда они либо изначально дефектны, либо повреждены в течении жизни человека.

Как правило, нейросенсорная тугоухость обусловлена дефектами сенсорно-эпителиальных (волосковых) клеток спирального (кортиева) органа улитки внутреннего уха [5].

Слуховой имплантат МЭМС – прекрасная альтернатива современным слуховым аппаратам, для которых при себе необходимо иметь микрофон, который в свою очередь очень, уже не работает в бассейне или, скажем, во время дождя.

БиоМЭМС технологии востребованы по всему миру и должны развиваться как перспективное направление. Это откроет новые эпоху в медицине, которая приведет к научному прогрессу и разработке новых научных подходов, основанных на новых технологиях и знаниях.

В работе разработана конструкция чувствительного элемента для слухового имплантата МЭМС, который представляет собой микроэлектромеханический акселерометр (рисунок 2).

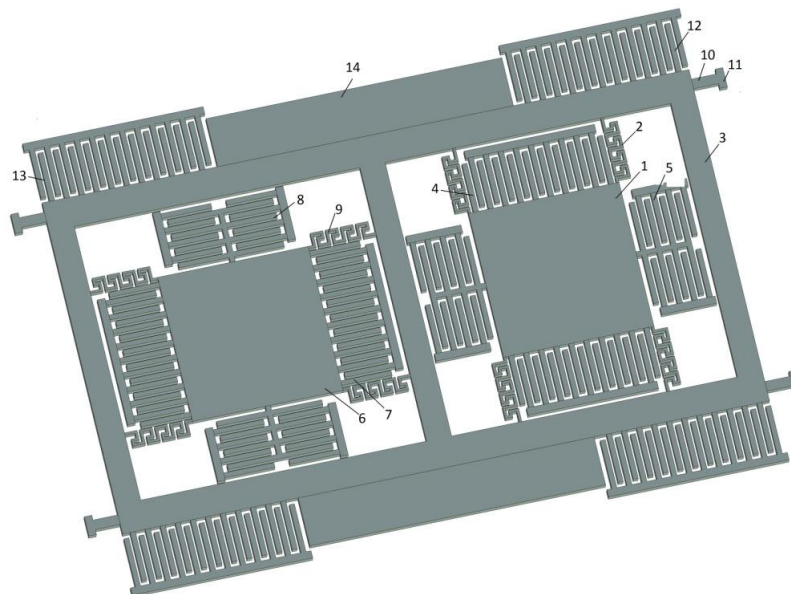


Рисунок 2 - Сенсор акселерометра

Сенсор акселерометра (рисунок 2) содержит наружную раму 9, установленную на подложке 12 при помощи упругого подвеса 9 и анкеров 10. Упругий подвес обеспечивает свободу перемещения рамы вместе с инерционными телами 1 и 6 вдоль оси Z. Инерционное тело 1 имеет возможность перемещаться на упругом подвесе 2 вдоль оси X. Инерционное тело 6 перемещается вдоль оси Y.

Для преобразования перемещения выбирается емкостное преобразование, заключающееся в изменении емкостей между подвижными электродами, располагаемыми на подвижном элементе прибора и неподвижными электродами, размещаемыми на элементах корпуса.

Список литературы:

1. Громкость звука. Уровень шума и его источники. [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.kakras.ru/doc/shum-decibel.html>, свободный.
2. Тема №8: Строение и работа слухового аппарата человека. [Электронный ресурс]. – URL: www.mysticism.ru/index.php?topic=985.0;wap2, свободный.
3. Слуховые импланты MED-EL. [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.medel.com/ru/>, свободный.
4. В. Я. Распопов – Микромеханические приборы, 2007. -400с. С 12.
5. Нейросенсорная тугоухость// Википедия. Дата обновления: 22.01.2015. [Электронный ресурс]. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Нейросенсорная_тугоухость, свободный.

Аналого-цифровой преобразователь на базе “ARDUINO”

Исайченко В.И.

Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: vadisay@gmail.com

В сфере приборостроения часто прибор изготавливается сначала в виде прототипа из серийных и легкодоступных материалов и компонентов. Это позволяет оценить недостатки конструкции и отладить программное обеспечение, написанное для устройства.

Так как часто встаёт задача обработать сигнал, полученный с аналогового датчика на ЭВМ, то использование аналого-цифрового преобразователя просто необходимо. Для простоты подключения и универсальности работы с любой ЭВМ, где установлено необходимое программное обеспечение наиболее удобно использовать интерфейс USB.

В настоящее время стоимость самого бюджетного, готового к работе АЦП составляет 5-10 т. р. стоимость такого девайса резко ограничивает возможность использования его студентом для НИРС/УИРС проекта.

Для решения данной проблемы был сконструирован собственный АЦП, основой для которого стала плата прототипирования Arduino NANO (рис. 1) [1]. Краткие характеристики этой платы представлены на рисунке 2 (рис. 2).



Рисунок 1 - Плата прототипирования Arduino NANO

Краткие характеристики

Микроконтроллер	Atmel ATmega168 или ATmega328
Рабочее напряжение (логический уровень)	5 В
Входное напряжение (рекомендуемое)	7-12 В
Входное напряжение (предельное)	6-20 В
Цифровые Входы/Выходы	14 (6 из которых могут использоваться как выходы ШИМ)
Аналоговые входы	8
Постоянный ток через вход/выход	40 мА
Флеш-память	16 Кб (ATmega168) или 32 Кб (ATmega328) при этом 2 Кб используются для загрузчика
ОЗУ	1 Кб (ATmega168) или 2 Кб (ATmega328)
EEPROM	512 байт (ATmega168) или 1 Кб (ATmega328)
Тактовая частота	16 МГц
Размеры	1.85 см x 4.2 см

Рисунок 2 - Технические характеристики

Как мы видим, данная плата прототипирования имеет до 7-и аналоговых входов-выходов, которые мы используем как входы для датчиков (на фото подписаны А0-А6).

Платформа Arduino имеет возможность работать с различным программным обеспечением. Это позволяет использовать наиболее подходящее или удобное средство программирования, отладки, мониторинга показаний.

Главным плюсом данной конструкции (решения) является её стоимость и дружелюбность к пользователю. Цена такого устройства не выходит за пределы 300-500 рублей. Цена варьируется в зависимости от качества и наличия корпуса, штекеров, индикаторов и прочих модернизаций и предметов персонализации.

Данное устройство, как пример, собрано и работает уже долгое время. Изначально оно собиралось для установки для определения момента инерции методом крутильных колебаний. Так как там всего один оптический датчик, который считает количество колебаний, корпус изготовлен с одним 4-х пиновым штекером (земля, питание, аналоговый вход, земля). Общий вид АЦП на базе Arduino NANO представлен на (рис. 3).

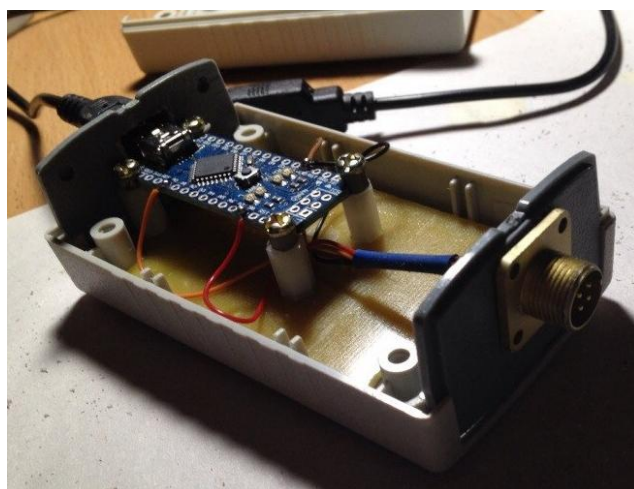


Рисунок 3 - Общий вид АЦП на базе Arduino NANO

Сейчас идёт работа над новой версией АЦП, которая будет иметь уже минимум 3 входа, удобно расположенных на одной плоскости корпуса прибора. Это позволит вести обработку данных с нескольких каналов. По цене следующая модель дороже не будет, так как будут применены более дешёвые комплектующие, такие как разъёмы и корпус. Примерный вид следующей модели с тремя входами схематично изображён на (рис. 4).

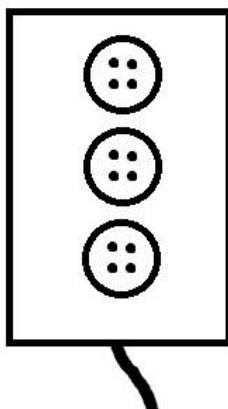


Рисунок 4 - Вид следующей модели

Стоимость данного экземпляра составила 450 рублей. Это с учётом того, что разъём и корпус покупались в розницу и могут быть намного дешевле.

Подобные АЦП могут простимулировать рост молодёжных проектов, не имеющих финансирования, так как большинство проектов останавливаются именно из-за нехватки средств на дальнейшее развитие.

Список литературы:

1. Arduino NANO [Электронный ресурс] – URL: <http://arduino.ru/Hardware/ArduinoBoardNano>, режим доступа - свободный.

Обработка выходного сигнала микроэлектромеханического гироскопа

Ло Ван Хао

Научный руководитель: Нестеренко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: lovanhao.pro@gmail.com

МЭМС гироскопы – это устройства, способные измерять угловые скорости подвижных объектов. Термин «гироскоп» впервые введен французским ученым Ж.Фуко в его докладе в 1852 году во Французской Академии Наук. Доклад был посвящен способам экспериментального обнаружения вращения Земли в инерциальном пространстве, что и обусловило название «гироскоп» [1]. Благодаря развитию науки и техники были созданы различные типы гироскопов. В настоящее время гироскопы играют главную роль для решения задачи определения направления в пространстве. Они также широко применяются в различных областях с целью стабилизации положения объекта в пространстве.

Прогресс в микроэлектромеханических системах (МЭМС) позволил разработать миниатюрные дешёвые гироскопы, которые все чаще используются в биомедицинских приложениях, в системах навигации роботов, в микрохирургических инструментах. В этой статье будем рассматривать МЭМС гироскоп типа L3G4200D.

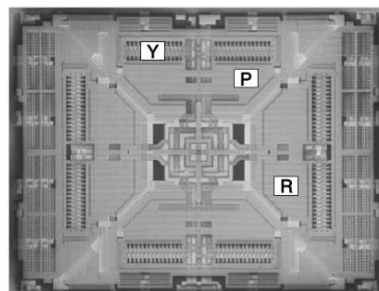
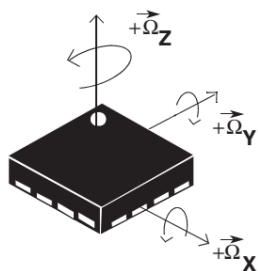


Рисунок 1- Гироскоп L3G4200D

Гироскоп L3G4200D является цифровым трёхосевым гироскопом с низким энергопотреблением, изготовленным по МЭМС-технологии, разработанной STMicroelectronics. L3G4200D работает на основе принципа Кориолиса. На рисунке 1 показана внутренняя конструкция L3G4200D: Y, P и R обозначают чувствительные массы для режимов рыскания, тангажа и крена. M1, M2, M3 и M4 (рисунок 2) являются четырьмя частями движущей массы. При наличии угловой скорости вокруг Z-оси, за счет эффекта Кориолиса массы M2 и M4 будут двигаться в противоположных направлениях, как показано красными и желтыми стрелками на рисунке 2.

При наличии угловой скорости вокруг X-оси массы M1 и M3 будут двигаться вверх и вниз из-за эффекта Кориолиса. При угловой скорости вокруг Y-оси массы M2 и M4 будут двигаться вверх и вниз. Непрерывное движение движущей массы вызовет изменение емкости ΔC , которое преобразуется в сигнал напряжения [1].

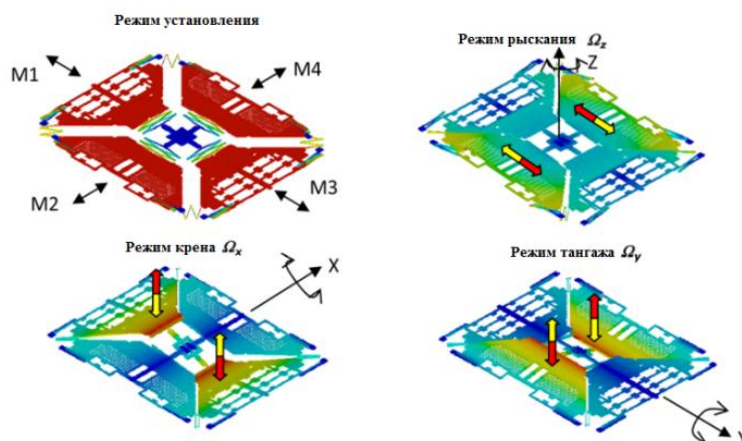


Рисунок 2 - Принцип работы гироскопа L3G4200D

Напряжение, пропорциональное действующей угловой скорости, затем преобразуют в 16-битном цифровом формате и сохраняют во внутренних регистрах данных. Внешние микропроцессоры могут получить доступ к этим регистрам данных через I2C или SPI интерфейсы [2] (рисунок 3).

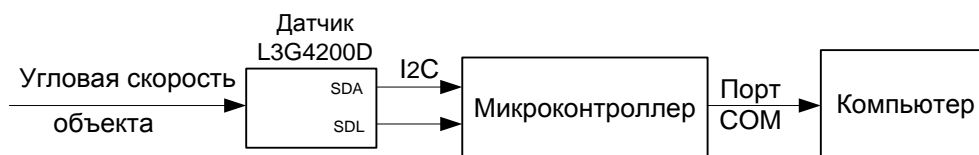


Рисунок 3 - Принципиальная схема для получения сигнала на выходе гироскопа

В процессе эксплуатации гироскоп L3G4200D может измерять угловые скорости вокруг трёх осей. Практика показывает, что полученные значения довольно шумные. Самое главное, что они в «неправильной» системе координат. Это объясняется тем, что каждый датчик имеет: смещение нуля, нестабильный масштабный коэффициент и шум в сигнале [4].

Выходной сигнал гироскопа L3G4200D в определенном температурном диапазоне можно представить формулой (1) [3]:

$$y(t)_i = K_i \cdot \omega(t)_i + \omega_{Cni} + N(t)_i, \quad (1)$$

где $y(t)$ - выходной сигнал гироскопа; K - масштабный коэффициент; $\omega(t)$ - истинный сигнал; ω_{Cn} - смещение нуля (систематическая погрешность) (рад/сек); $N(t)$ - белый шум, который снижает точность измерения гироскопа, i - обозначает отметки трёх осей Ox , Oy , Oz .

Из модели (1) видно, что существует выходная ошибка в измерении угловой скорости. Две составляющие сигнала: смещение нуля ω_{Cn} и белый шум $N(t)$ являются лишними, измеряемая угловая скорость на выходе датчика не является истинной. Для сокращения этой погрешности предлагается применять калибровку и фильтрацию выходного сигнала. С помощью калибровки можно определить значения смещения нуля на осях и параметрические масштабные коэффициенты датчика. Для уменьшения белого шума в сигнале применяется фильтр Калмана.

Для проверки теоретических положений был собран экспериментальный макет, который включает в себя гироскоп L3G4200D, плату Freeduino с микроконтроллером Атмега 168 и порт COM4, соединенный с компьютером (рисунок 4). Фильтр Калмана реализован на

ПК. В экспериментальных исследованиях гироскоп поворачивали вокруг трёх осей и анализировали выходной сигнал.



Рисунок 4 - Экспериментальный макет гироскопа

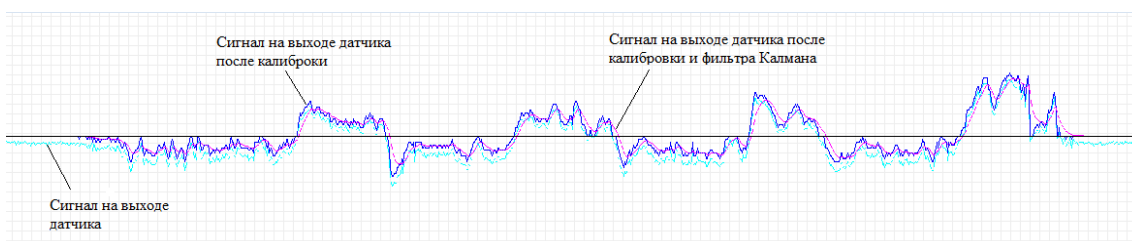


Рисунок 5 - Угловой сигнал при вращении платы с датчиком вокруг оси OX



Рисунок 6 - Угловой сигнал при вращении платы с датчиком вокруг оси OY



Рисунок 7 - Угловой сигнал при вращении платы с датчиком вокруг оси OZ

Из рисунков 5, 6, 7 видно, что выходной сигнал гироскопа после калибровки и фильтрации становится более гладким с меньшим уровнем шумов. В работе были

достигнуты следующие цели: рассмотрена внутренняя структура, исследован принцип работы гироскопа L3G4200D и представлен выходной сигнал в виде математического выражения. Построена экспериментальная установка и проведена обработка выходных сигналов гироскопа при его поворотах вокруг трёх осей OX, OY, OZ (рисунки 5, 6, 7).

Список литературы:

1. Гироскоп [Электронный ресурс] - URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/гироскоп>, режим доступа - свободный.
2. Everything about STMicroelectronics' 3-axis digital MEMS gyroscopes/ STMicroelectronics group of companies, © 2011 STMicroelectronics. 40 p.
3. An Optimal Calibration Method for a MEMS Inertial Measurement Unit/ Bin Fang, Wusheng Chou and Li Ding, Received 14 Aug 2012; Accepted 10 Dec 2013. 14 c.
4. Обработка данных MEMS-акселерометра [Электронный ресурс] - URL: http://catethysis.ru/mems_accelerometer_calibrating/, режим доступа - свободный.

Мобильные роботы

Мамытов Н.Г.

Научный руководитель: Нестеренко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: ngm2@tpu.ru

На сегодняшний день тема создания и моделирования роботов является актуальной, т.к. с каждым днём растёт процент автоматизированных комплексов на заводах и предприятиях. Роботы все чаще выполняют разнообразные монотонные работы, тем самым снижая риск человеческого фактора на производстве. Но скоро к мобильным роботам будут предъявляться новое требование - универсальность, т.е. робот должен будет не только выполнять определенный небольшой набор заданий, но перемещаться по заводу, адекватно реагировать на изменения в окружающей среде.

Повышение качества продукции одновременно с уменьшением серийности и частым изменением выпускаемых моделей изделий является трендом современного рынка. Выполнение этих условий невозможно без развития автоматизации технологических производственных процессов. В ряде ключевых технологий, например, в сварке, лазерной обработке, термической резке, окраске, дальнейшее развитие возможно только с применением технологических роботов. Это в свою очередь увеличивает конкурентоспособность выпускаемой продукции в мире.

Робототехника широко используется в разных отраслях, например, автопилоты. Их внедряют в автомобильную отрасль. Робот со временем заменит водителя и будет исполнять роль «извозчика». Для того чтобы робот мог исполнять эту задачу, мы должны решить проблему навигации мобильных роботов. Чтобы они могли адекватно реагировать на внешние факторы, без вмешательства человека.

Появлением таких умных роботов окажет огромное влияние на социально – экономическую обстановку. Физический труд человека будет менее востребован, человек начнет делать то, что ему нравится, т.е. творчество будет основным доходом будущей системы.

Обзор систем навигации мобильных роботов

В настоящее время наиболее распространены следующие 4 подхода к оценке перемещения: использование энкодеров; использование инерциальных измерительных приборов; визуальная одометрия; отслеживание перемещения с помощью GPS или ГЛОНАСС;

Однако каждый из этих подходов обладает существенными недостатками и ограничениями что, зачастую, приводит к невозможности его использования в определенных условиях.

Использование энкодера

Стандартной схемой реализации одометрии является использование энкодеров (датчиков угла поворота) – устройств, предназначенных для преобразования угла поворота вращающегося объекта в электрические сигналы.

Несомненно, этот подход привлекателен своей простотой в реализации, низкими требованиями к вычислительным средствам и дешевизной, однако он обладает рядом существенных недостатков:

- невозможность учитывать проскальзывания колес;
- низкая точность, вызванная погрешностями измерения колес и низкой разрешающей способностью энкодеров, которые со временем имеет свойство накапливаться;
- требует высокой частоты обработки, чтобы отслеживать даже минимальные различия в «пробегах» колес;
- невозможность реализации данного метода для летательных, плавающих, шагающих аппаратов.

Все эти недостатки вынуждают вводить для таких подвижных систем «опорные точки», которые позволяли бы искоренять появляющиеся погрешности. Естественно такой подход не осуществим в незнакомой обстановке, а подходит лишь для позиционирования в изведанной территории.

Использование инерциальных измерительных приборов

Для решения задачи оценки перемещения объекта возможно использовать инерциальные измерительные приборы (IMU), которые включают в себя акселерометр и гироскоп.

Как было сказано выше, инерциальные измерительные приборы включают в себя как минимум гироскоп и акселерометр. Первый способен показывать изменение углов ориентации тела относительно инерциальной системы отсчета, а второй измеряет ускорение тела по всем трем осям. Таким образом, используя гироскоп, можно определить поворот объекта относительно его оси Z (вертикали), а интегрируя показания акселерометров, можно получить пройденную дистанцию. Рассмотрим эти процессы.

Используя три гироскопа, можно получить все 3 угла поворота объекта, более известных в авиастроении как крен, тангаж и рысканья. Наиболее интересен для роботов угол поворота вокруг вертикальной оси объекта. При этом возникают некоторые трудности.

Во-первых, на подвижных роботах нецелесообразно устанавливать механические гироскопы в силу их большого размера. В связи с этим используются миниатюрные гироскопы, выполненные в виде микроэлектромеханических систем на кремниевых подложках. Эти датчики используют другие принципы для определения вращения (в частности возникновение силы Кориолиса) и показывают не угол поворота, а угловую скорость. Возникает необходимость производить интегрирование или, в дискретном случае (как правило, сигнал получается именно в дискретной форме) простое суммирование. Отсюда получается, что оценка поворота вокруг оси будет приближенной и зависит от частоты дискретизации сигнала.

Во-вторых, гироскопы имеют дрейф нуля – показывают изменение угла даже в статичном положении. Величина дрейфа очень сильно зависит от реализации гироскопа.

В-третьих, интегрирование и обработка поступающих данных датчика с частотой, необходимой для приемлемой точности, создает достаточно высокую вычислительную нагрузку, для которой, в ряде случаев, следует выделять отдельный микроконтроллер.

Исследования показывают, что наиболее точных результатов можно добиться, применяя акселерометр, гироскоп и магнитометр и компенсируя ошибки одного датчика показаниями другого, однако такие системы довольно дороги и сложны. Подводя итог, можно сказать, что использование инерциальных измерительных приборов для оценки перемещения возможно, однако чем большую точность необходимо достичь, тем дороже приборы.

Визуальная одометрия

Визуальная одометрия — это процесс получения одометрической информации, используя последовательность изображений с камер робота. Из неё получается информация о пройденном расстоянии и направлении движения. Визуальная одометрия позволяет построить систему навигации роботов любого типа передвижения и на любой поверхности. Данный подход применяется в разных сферах: от марсоходов (например, Curiosity) и на оптических мышках. Неоспоримым преимуществом данного подхода является его универсальность. К минусам следует отнести следующее:

- плохая работа алгоритма на однотипных изображениях;
- необходимость высокой скорости захвата изображений (в настоящее время существуют системы с частотой получения кадров с частотой в десятки кГц);
- высокая вычислительная нагрузка;
- высокая стоимость камер.

Отслеживание перемещения с помощью GPS или ГЛОНАСС

GPS – спутниковая система навигации позволяет в любом месте Земли определить местоположение и скорость объектов. Система разработана, реализована и эксплуатируется Министерством обороны США. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС – советская и российская спутниковая система навигации разработана по заказу Министерства обороны СССР.

Очевидным преимуществом данного подхода является то, что он непосредственно показывает текущее положение в пространстве, что устраняет необходимость производить какие-либо вычисления для этого. Однако отсюда следует и первый небольшой минус – невозможно определить ориентацию объекта, если он не движется. Наиболее существенным недостатком технологии является невозможность определения положения в закрытых помещениях из-за плохого качества сигнала. При длительном отсутствии сигнала требуется больше времени для определения позиции. Так, если устройство было неактивно 3 часа, то после его запуска потребуется около 40 секунд для определения координат местоположения (существуют технологии, направленные на снижение времени «холодного старта», однако их использование подразумевает удорожание и усложнение системы в целом). Как было сказано выше, точность определения положения зависит от количества доступных спутников. Данный факт приводит к двум следующим недостаткам: неприемлемое качество работы в приполярных районах Земного шара из-за наклона орбит спутников; низкая точность определения местоположения – самые последние спутники могут определить местоположение с точностью до 60 см.

Заключение

В данной работе были рассмотрены основные методы оценки положения роботов в пространстве, для каждого метода были показаны преимущества и недостатки. Показаны самые существенные ограничения всех методов, что позволяет быстро сориентироваться среди них и выбрать наиболее подходящий для каких-либо нужд. Так же были рассмотрены варианты совмещения данных методов на различных типах роботов с целью увеличения точности оценки их позиционирования.

Как я представляю будущее робототехники

По моему мнению, в недалеком будущем наш мир чем-то будет похож на вселенную писателя-фантаста Айзека Азимова. Где жизнь людей тесно сплетется с роботами. Человек и робот будут дополнять друг друга! Мы становимся свидетелями начала этой эпохи, синтеза людей и роботов. Примером широкого применения робототехники в медицине может служить искусственное сердце, ведутся разработки и испытания протезов рук и ног, не уступающим ловкости настоящим конечностям. Уже имеются прототипы органов чувств человека. В скором времени нас ждут новые открытия в этой области.

Роботы уже внедряют в автомобильную отрасль, где они со временем могут заменить водителя. Для того чтобы робот мог выполнять рассмотренные задачи, необходимо решить проблему навигации мобильных роботов, чтобы они могли адекватно реагировать на внешние факторы без вмешательства человека.

Список литературы:

1. Гейтс, Б. Механическое будущее [Текст] / Б. Гейтс // Журн. «В мире науки». - 2007. - №7. - С. 37-43.
2. Бобровский, С.Н. Навигация мобильных роботов / С.Н. Гончаров// Журн. PC Week. - 2004. - №9. - С. 60-63.
3. Управление роботами. Состояние и перспективы: материалы XX общ. собрания академии навигации и управления движением, 26 октября 2005 г. С.-Петербург / редкол : П.К.Плотников (отв. ред.). - С.-Петербург: Электроприбор, 2008. - 20 с.
4. Палагин В.А. Техническое задание на перспективную разработку мобильного робота для использования в чрезвычайных ситуациях / Разработка СКБ «Робототехника и мехаторника» ХНУРЕ - Харьков, 2008. - 18 с.
5. Инструментарии роботостроения [Электронный ресурс] / Колорадо, М. Тим Джонс. - Режим доступа: [www/URL:http://developerworks.ru/library/lrobotools/#author.html/](http://developerworks.ru/library/lrobotools/#author.html/) - 05.09.2008 г.
6. Баранов, Д.Н. Разработка интеллектуальной системы управления мобильными роботами на основе следящей системы технического зрения и нечеткой логики: автореф. дис. кандидата техн. наук: 12.06.08 / Д.Н. Баранов; [Ун-т «СТАНКИН»]. - М., 2008. - 222с.
7. Навигация зрячего робота [Электронный ресурс] - URL: http://cofelis.ru/?page_id=46&page=3.html/ - режим доступа – свободный, 17.09.2008 г.
8. Навигация мобильных роботов [Электронный ресурс] / Лондон, Имперский Колледж - URL: http://computer-vision.ucoz.ru/MobRoboNavigati/mobile_robot_navigation.html/ - режим доступа – свободный, 10.06.1997 г.
9. Мартыненко, Ю. Г. Управление движением мобильных колёсных роботов / Ю.Г. Мартыненко - МГУ им. М.В. Ломоносова, 2005. - 29-80с.
10. Однородные управляющие структуры адаптивных роботов: А.В. Каляев, Ю.В. Чернухин и др.; гл. ред. физ.-мат. лит. - М.: Наука, 1990. - 152 с.
11. Управление роботами от ЭВМ [Текст] : учеб. / Е. И. Юревич, С.И. Новаченко, В.А. Павлов и др.; под. ред. Е. И. Юревича - Л. : Энергия, 1980. - 264с.
12. Интеллектуальный мобильный робот [Электронный ресурс] / - Евстигнеев Д.В. - URL: <http://robot-rad.narod.ru/index.html/> - режим доступа – свободный, 15.02.2008г.

Применение импульсной лазерной сварки для герметизации корпусов микросборок вторичных источников питания

Марзоль М.Р.

Научные руководители: Киселев А.С., к.т.н., зав. каф. ОТСП,

Даммер В.Х., главный металлург

Акционерное общество «Научно-производственный центр «Полус»,

634050, г. Томск, пр. Кирова, 56 «в»

E-mail: polus@online.tomsk.net

Одним из направлений повышения технико-экономических показателей изделий является снижение материалоемкости при одновременном повышении их эксплуатационной надежности, достаточной для того, чтобы выдержать удары, вибрацию и резкие перепады температуры в течение всего срока службы, что актуально для отраслей приборостроения при производстве электронных блоков в герметичных корпусах.

К таким изделиям, в частности, относят герметизируемые корпуса микросборок вторичных источников питания. Многие из них содержат элементы, свойства которых существенно ухудшаются при нагреве. При сварке таких корпусов не допускается увеличение температуры выше 60–70 °С, а сопутствующую деформацию необходимо минимизировать.

В настоящее время корпуса микросборок вторичных источников питания изготавливают из стали и сплава ковар. Для их герметизации используют аргонодуговую, микроплазменную и лазерную сварку. При этом характерные дефекты (поры, микротрещины и т. п.) устраняют повторной сваркой, вследствие чего процент отбраковки изделий незначительный.

Однако наиболее перспективным материалом для изготовления указанных корпусов являются алюминиевые сплавы, что позволяет значительно снизить массу конструкции и уменьшить затраты материала при достаточно высоких прочностных характеристиках основного металла. При этом целесообразно применять высококонцентрированные источники нагрева, например лазерный луч, что ограничит тепловое воздействие на металл в зоне сварки и исключит воздействие электромагнитных полей на полупроводниковые компоненты внутри корпуса. В то же время, как следует из анализа результатов многочисленных исследований, при импульсной лазерной сварке алюминиевых сплавов характерно образование горячих трещин в металле шва, что не обеспечивает герметичности соединений. В связи с этим актуальна разработка специальных технологических и металлургических приемов, направленных на предупреждение образования подобных дефектов.

Для решения данной проблемы были проведены экспериментальные исследования, которые позволили определить взаимосвязь параметров режима сварки с качеством соединения. Выявлено, что в сварочной ванне при кристаллизации расплава необходимо создавать условия, при которых легкоплавкая жидкая составляющая – алюминий предотвращающая образования горячих трещин между высокотемпературными фазами.

Показано, что применение никеля в качестве легирующего элемента с большей поглощательной способностью, чем алюминия, не только увеличивает эффективность проплавления, но и создает условия для протекания термомеханического процесса разрушения окисной пленки в корне шва. Это повышает запас деформационной способности металла шва и устраняет в условиях импульсной лазерной сварки алюминиево–магниевого сплавов горячие трещины.

На основании полученных результатов разработана технология герметизации корпусов микросборок вторичных источников питания и изготовлены опытные образцы изделий, отвечающие техническим требованиям по вакуумной плотности и механической прочности.

Математическое моделирование цифровых фильтров

Науменко А.Д.

Научный руководитель: Готов А.Ф., к.т.н, доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: MoglieAnna@yandex.ru

Одним из наиболее важных аспектов в сфере обеспечения безопасности полета при эксплуатации воздушных судов является передача информации о работе удаленного аппарата и физическом состоянии его экипажа. Передача данных в центр управления полетом осуществляется преимущественно в цифровом виде на большие расстояния, вследствие чего возрастает вероятность возникновения ошибки принятого сигнала из-за наличия большого количества источников помех. Поэтому особое внимание уделяется работе систем приема, обработки и анализа данных.

Для подавления помех и выделения информативных параметров сигнала используются цифровые фильтры, методам синтеза которых уделяется большое внимание в литературе [1, 2]. В данной работе взят за основу известный метод частотной выборки для построения гребенчатых фильтров. Математическое моделирование таких фильтров позволяет получать характеристики, физически нереализуемые в цифровых фильтрах, построенных методами синтеза на основе использования аналогового прототипа.

В качестве примера рассмотрим алгоритм реализации математической модели синтеза режекторного фильтра (РФ) методом частотной выборки (рис.1.).

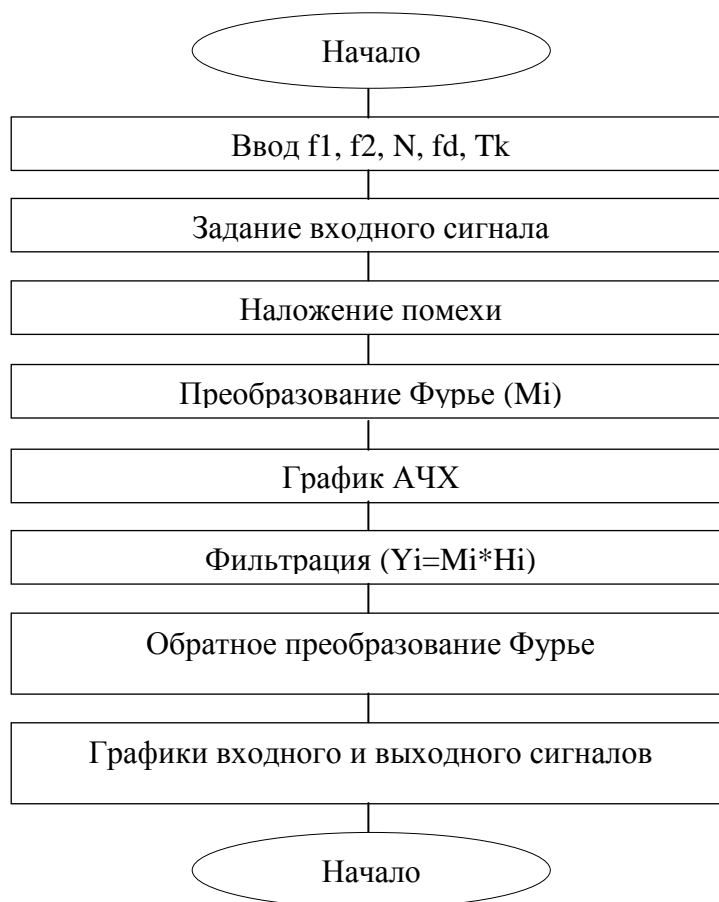


Рисунок 1 - Алгоритм реакции цифрового фильтра на входной сигнал методом частотной выборки

Реализация фильтра выполнена в ППП «MathCad».

1. На первом этапе работы с программой необходимо задать исходные данные для нахождения коэффициентов передаточной функции и вычисления АЧХ:

- Верхняя и нижняя границы частот РФ составляют $f_1=50$ Гц и $f_2=50$ Гц соответственно;

- Исходя из требований к точности фильтра, длину частотной выборки примем равной $N=100$;

- Частота дискретизации входного сигнала (f_d) задается в диапазоне $f_d \geq 2f_{\max}$, где $2f_{\max}$ – максимальная частота в спектре входного сигнала. Также, частота дискретизации должна иметь приближенное значение к частоте выборки N . В данной работе эта величина составляет $f_d=100.01$ Гц;

- Частотная выборка (T_k) для $k=0 \dots N-1$ представляет собой требуемую амплитудно-частотную характеристику (АЧХ) рассчитываемого фильтра.

2. После задания вышеприведенных параметров определяются частотные диапазоны для вычисления АЧХ фильтра и строится график.

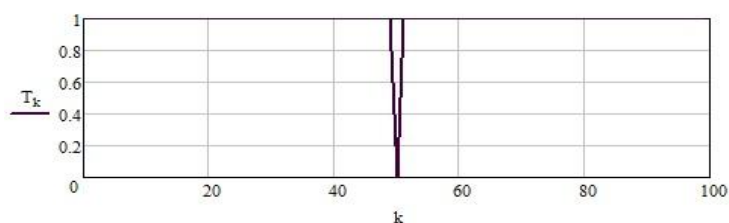


Рисунок 2 - АЧХ РФ

3. Далее производится расчет коэффициентов передаточной функции по формуле (1) и строится график АЧХ.

$$H(jw) = \sum_{k=0}^{N-1} h_k * e^{-j*k*w*T}, \quad (1) [3]$$

где $H(jw)$ – АЧХ цифрового фильтра;

N – длина частотной выборки;

k – номер отсчета сигнала;

h_k – весовые коэффициенты;

T – период

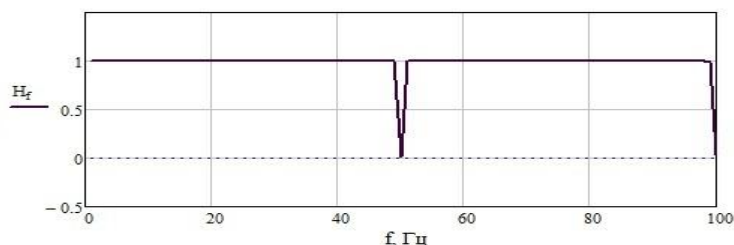


Рисунок 3 - АЧХ передаточной функции РФ

4. Зададим теоретически входной сигнал, поступивший для дальнейшей обработки, в виде функции (2)

$$qi = 1,5 * \sin(5 * p * \frac{i}{64}) + 1 * \cos(18 * p * \frac{i}{64}) \quad (2)$$

Смоделируем сигнал помехи за счет сложения входного сигнала с сигналом частотой 50 Гц

$$xi = 1 * \cos\left(50 * p * \frac{i}{64}\right) + qi, \quad (3)$$

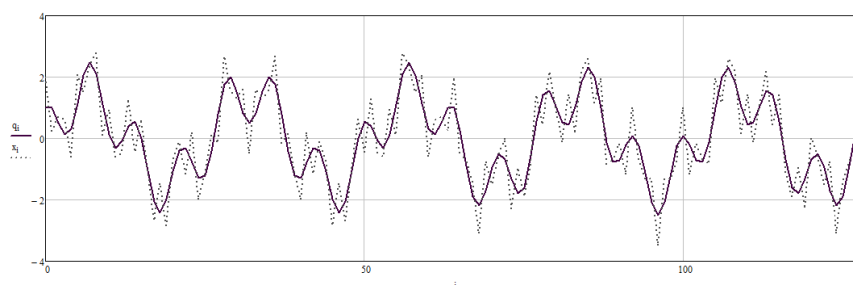


Рисунок 4 - Графики сигнала без помех (\$q_i\$) и при наличии помех (\$x_i\$)

5. Далее применяется быстрое преобразование Фурье с помощью встроенной функции MathCAD (Mi), содержащей алгоритм быстрого вычисления дискретного преобразования Фурье;

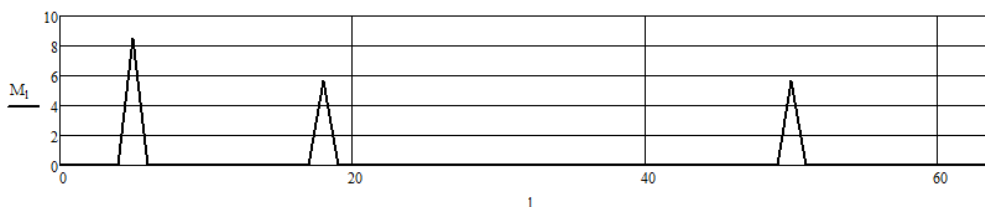


Рисунок 5 - Спектр сигнала с помехой 50 Гц

6. Проводим фильтрацию сигнала с помощью формулы (4). График спектра полученного выходного сигнала приведен на рис.6.

$$Y_i = M_i * N_i, \quad (4)$$

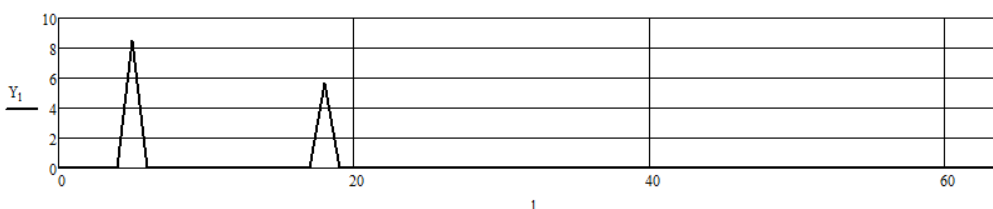


Рисунок 6 - Спектр сигнала без помехи

7. Для проверки правильности проведенных вычислений, необходимо вычислить быстрое обратное преобразование Фурье, после чего выводится заключение о правильности проведенного анализа данных, и приводится график выходной функций (рис.7).

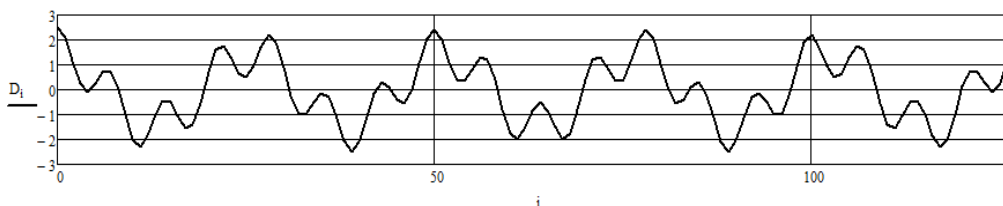


Рисунок 7 - График выходного сигнала

Таким образом, применение математической модели фильтров позволяет программным путем получать сигнал с идеальными характеристиками в полосах пропускания и затухания,

а также, при необходимости, выделять или подавлять из всего спектра сигнала единственную гармонику полосовым или режекторным фильтрами. С появлением специализированных микропроцессоров, появилась возможность реализации быстрого преобразования Фурье для цифровой обработки сигналов в режиме реального времени с минимальной задержкой, что позволяет минимизировать вероятность возникновения ошибки в процессе передачи и обработки данных.

Работа может быть полезна при изучении курса цифровой обработки сигналов.

Список литературы:

1. Богнер Р., Константи́нидис А. Введение в цифровую фильтрацию. М.: Мир, 1976. – 237 с.
2. Гольденберг Л.М., Левчук Ю.П., Поляк М.Н. Цифровые фильтры. М.: Связь, 1974. – 285 с.
3. Антонию А. Цифровые фильтры: анализ и проектирование. М.: Радио и связь, 1983. – 318с.
4. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. - 2-е. - СПб.: Питер, 2007. — С. 751.

Модификация алгоритмов обработки данных и управление аппаратными функциями портативного электрокардиографа для применения в космической индустрии

Оверчук К.В., Уваров А.А., Лежнина И.А.

Научный руководитель: Гольдштейн А.Е., д.т.н., профессор

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: kirill_ovk@mail.ru

Портативный электрокардиограф предназначен для индивидуального использования человеком с целью отслеживания и выявления заболеваний сердца. Подобное наблюдение за сердцем необходимо для людей, которые работают в тяжелых условиях и подвержены различным неблагоприятным факторам. Использование прибора поможет обнаружить заболевания на ранней стадии.

Одной из нескольких особенностей, реализованных в приборе, является возможность считывания электрокардиограммы с пальцев пациента, а для более подробного обследования в приборе реализована возможность подключения грудных отведений, что позволит произвести считывание ЭКГ в других проекциях.

К особенностям прибора можно отнести использование аналого-цифрового преобразователя большой разрядности, а именно сигма-дельта АЦП на 24 бита, это позволило отказаться от применения аналоговых фильтров в пользу цифровых фильтров. Такое исполнение прибора стало возможным благодаря использованию новой элементной базы. Список основных элементов, использованных в приборе, описан в таблице 1.

Таблица 1 - Список элементов с интерфейсом взаимодействия

Название элемента	Интерфейс взаимодействия
ADS1292	SPI
LCD Screen	SPI
SD Card	SDIO
Keyboard	GPIO
STM32F152	SWD

Вычислительным ядром прибора является *ARM* контроллер 7-го семейства со встроенными аппаратными функциями *DSP* и *FPU*. Его мощности достаточно для выполнения всех математических расчётов цифровых фильтров и для функционирования операционной системы реального времени, выполняющей необходимые функции и операции. Остальные элементы конструкции являются стандартными для приборов, которые взаимодействуют с человеком и компьютером.

Особого внимания заслуживает встроенное программное обеспечение. Разработка производилась в среде *CooCox CoIDE*, которая предназначена для разработки программного обеспечения микроконтроллеров архитектуры *ARM*. Для компиляции исходного кода использовался *GCC compiler*, который входит в комплект *GNU Tools for ARM Embedded Processors*. Данные инструменты являются бесплатными и имеют очень хорошую поддержку. Для отладки использовалась отладочная плата *STM32F4Discovery*.

Программное обеспечение построено на базе операционной системы (ОС) реального времени *FreeRTOS v4.7.2* [1]. Благодаря использованию ОС удалось сократить время разработки посредством создания соответствующих задач [2]. Для контроля задачи имеются специальный набор API функций, описание которых можно найти на официальном сайте *FreeRTOS* [3].

Помимо использования ОС и создания в ней задач, для организации работы прибора потребовалась создание подфункций преобразования 24 – битного формата данных, полученных из АЦП, в 32 – битный формат микроконтроллера. Подобная операция необходима для корректной работы микроконтроллера с отрицательными значениями, полученными из АЦП. Среди необходимых для работы прибора функций имеется функция построения графиков. Функция накапливает 4 значения, достраивает требуемые значения между полученными и отправляет весь массив по SPI интерфейсу на дисплей. Подобная организация необходима из-за аппаратных требований дисплея. Кроме вышеописанных особенностей можно отметить, что полученные данные отправляются на карту памяти с частотой 500 SPS, в свою очередь на дисплей данные отправляются с частотой 125 SPS. Такое изменение частоты семплирования было необходимо для того, чтобы уместить на дисплее примерно 2 секунды времени. Для этого также понадобилась функция, которая производит выборку каждого четвертого отсчета полученного от АЦП и отправляет в функцию построения графиков.

Также стоит отметить, что для корректного отображения ЭКГ использовались два БИХ цифровых фильтра. Фильтр верхних частот с частотой среза в 1 Гц убирает дрейф изолинии, который может составлять порядка 300 мВ, благодаря ему график ЭКГ не уходит за границы дисплея. Фильтр низких частот с частотой среза 45 Гц предназначен для фильтрации сетевой наводки и других высокочастотных помех, которые сильно зашумляют график ЭКГ на дисплее. Использование БИХ фильтров обусловлено тем, что при небольшом порядке фильтра они имеют большее ослабление сигнала на заданной частоте по сравнению с КИХ фильтрами.

Как результат всех выше описанных разработок, можно привести график полученных данных, считанных с *SD* карты, построенных при помощи программного пакета *MatLab* (рисунок 1).

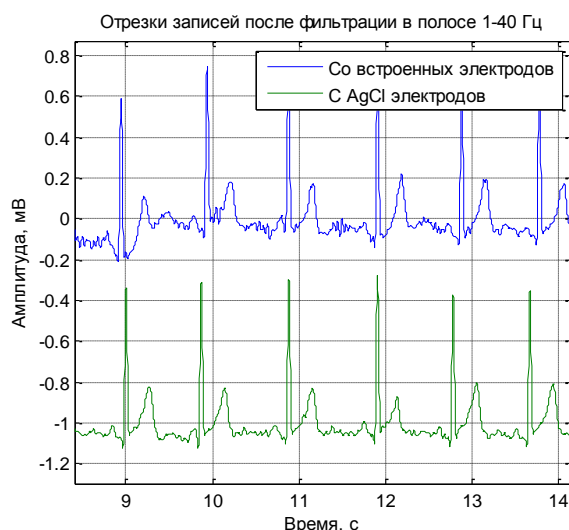


Рисунок 1 - ЭКГ пациента №1

На рисунке 1 представлена электрокардиограмма, считанная с пальцев руки пациента. По полученным данным уже можно проводить простые методы анализа состояния сердца в виде регистрации различных нарушений ритма.

Для применения данного прибора в космической индустрии его необходимо модернизировать по следующим критериям:

1. Увеличить надежность работы и отказоустойчивости прибора.
2. Обеспечить сохранность полученных данных.
3. Улучшить качества получаемого сигнала.

Увеличения надежности работы и отказоустойчивости прибора возможно добиться с помощью добавления дублирующих функций в программное обеспечение. Дополнительные дублирующие функции должны отслеживать состояние системы и при отказе одной или нескольких функций активироваться и заменить их. Аппаратные ресурсы позволяют полностью продублировать систему.

Обеспечение сохранности полученных данных возможно за счет использования FLASH памяти и алгоритма записи данных на них. FLASH память устойчива к физическим воздействиям, а для защиты памяти от электромагнитного воздействия её необходимо поместить в экранирующий корпус.

Для улучшения качества получаемого сигнала необходимо применить высококачественные операционные усилители с большим входным сопротивлением для согласования сигналов.

Добавление данных модификаций позволит использовать портативный электрокардиограф в космической индустрии.

Список литературы:

1. Борисов-Смирнов А. Операционные системы реального времени для микроконтроллеров. //Chip news. 2012. № 5. – 20 с.
2. Сорокин С. Системы реального времени. //Современные технологии автоматизации. 2010. № 2. – 25 с.:
3. FreeRTOS описание функций API [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.freertos.org/a00106.html>

Современные методы обеспечения температурной стабильности датчиков космической техники

Пакулько С.Ю.

Научный руководитель: Белянин Л.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: rasoolkos@tpu.ru

На сегодняшний день в мире существует большое количество космических программ по созданию разнообразной космической техники (КТ). На борту этой техники должно быть расположено большое количество датчиков. В независимости от назначения КТ она, как правило, должна иметь системы навигации и ориентации, связи и энергопитания. Даже в этом малом количестве необходимых систем используется множество датчиков. Помимо необходимых систем в КТ используются специальные системы, которые выполняют функции, в соответствии с её назначением. Например, простейший спутник связи должен иметь специальную систему ретрансляции.

Существующее множество систем КТ используют самые различные датчики, созданные человечеством за последнее время. Эти датчики подвергаются воздействиям возмущающих факторов на всех этапах эксплуатации. В ГОСТ РВ 20.39.304-98 «Комплексная система общих технических требований. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним воздействующим факторам» указаны требования к аппаратуре космической техники по устойчивости к внешним воздействующим факторам. Приведенные факторы имеют различные значения в зависимости от группы бортовой аппаратуры КТ и этапа её эксплуатации. Назначение и условия эксплуатации аппаратуры определяют её принадлежность к одной из четырёх групп (5.1 – 5.4).

КТ эксплуатируется как в наземных условиях, так и в космических. На Земле КТ подвергается возмущающим воздействиям на этапах испытаний, транспортировки и хранения. К космическим условиям относят возмущающие воздействия на следующих этапах эксплуатации: выведение на орбиту; орбитальный полет; старт с промежуточной орбиты; полет по трассе; ориентация, маневры, коррекция, стыковка на орбите или трассе; торможение, спуск, посадка; работа на поверхности планет Солнечной системы и Луны; старт с планет Солнечной системы и Луны.

Помимо естественных факторов возмущающих воздействий для аппаратуры КТ будут иметь место и техногенные воздействия. Последние могут самогенерироваться, либо исходить от другой близко расположенной КТ. Например, в [1] выделяют техногенное воздействие плазменных двигателей КТ.

В данной работе акцент ставится на рассмотрении тепловых возмущающих воздействий в условиях космоса, а также методов и средств борьбы с этими воздействиями. Необходимость рассмотрения этого вопроса возникла в рамках работы по созданию системы термостатирования узла чувствительных элементов скважинного прибора. Проведенный обзор позволит:

- сравнить тяжёлые условия эксплуатации КТ и скважинных приборов;
- оценить возмущающие факторы, влияющие на процессы теплообмена;
- перенять опыт разработчиков методов и средств борьбы с тепловыми возмущениями;
- оценить возможность применения этих методов и средств в области скважинного приборостроения;
- рассмотреть возможность применения для узлов КТ разрабатываемой системы термостатирования.

При разработке любой технической системы приходится уделять внимание вопросу теплового режима этой системы. Тепловой режим системы, прибора, датчика или любого другого элемента характеризуется его температурным полем. Для надежной работы системы

с соблюдением заложенных в неё характеристик должен быть обеспечен нормальный тепловой режим.

Нормальным тепловым режимом технической системы будем называть такой режим, при котором температуры всех материалов, компонентов, включая датчики, при всех условиях эксплуатации и при всех режимах работы, указанных в техническом задании на разработку, не выходят за допустимые пределы, приведённые в технических условиях (ТУ) на эти материалы и компоненты.

Тепловой режим системы будет зависеть от воздействующих факторов, теплофизических свойств материалов и компонентов системы, их пространственного расположения, условий их взаимного контактирования, а также от создаваемых ими тепловозмущений.

Тенденции развития современной КТ направлены на улучшение массогабаритных показателей, снижение энергопотребления, многофункциональность, удешевление и увеличение скорости разработки и производства. Такие тенденции привели разработчиков к новому принципу построения КТ в негерметизированном исполнении. Аппаратура такой КТ относится к группам 5.3 и 5.4 по ГОСТ РВ 20.39.304-98. В таблице 1 приведены тепловые воздействующие факторы космических условий для этих групп аппаратуры.

Таблица 1 – Тепловые воздействующие факторы в космических условиях

Воздействующий фактор	Характеристика воздействующего фактора	Значение воздействующего фактора	
		5.3	5.4
Повышенная температура среды	Рабочая, °C (K)	50 (323)	125 (398)
	Предельная, °C (K)	60 (333)	125(398)
Пониженная температура среды	Рабочая, °C (K)	Минус 50 (223)	Минус 150 (123)
	Предельная, °C (K)	Минус 50(223)	Минус 150 (123)
Солнечное излучение	Интегральная плотность потока, Вт/м ²	–	1400

Для более тщательного изучения теплового режима также необходимо учитывать специфические воздействующие факторы: излучения со стороны объектов Солнечной системы, техногенные факторы, физические и химические факторы среды. Например, мощность теплового излучения Земли составляет 225 Вт/м² [2].

Для оценки теплового режима систем, приборов, датчиков необходимо создать модель тепловых процессов, смоделировать возмущающие факторы и погрешности. Далее можно переходить к постановке задач анализа и синтеза систем обеспечения теплового режима [3].

Системой обеспечения теплового режима (СОТР) будем называть устройство или совокупность устройств, предназначенных для достижения нормального теплового режима контролируемой технической системы. Устройства СОТР могут работать на разных физических и химических принципах. По энергопотреблению все эти устройства можно разделить на активные и пассивные. По функциональному признаку – на теплопроводящие, теплоизолирующие, устройства сброса тепла, нагревательные и охлаждающие.

Приведем несколько примеров устройств из [4], которые могут применяться в СОТР современной КТ. В качестве теплопроводящих устройств могут применяться кондуктивные системы охлаждения, теплообменники и тепловые трубы. Для сброса тепла – радиационные системы охлаждения. В качестве охлаждающих устройств – испарительные системы охлаждения, вихревые трубы, расширительные газовые машины и термоэлектрические устройства. Помимо приведенных примеров используются теплоизолирующие устройства экранирования и электрические нагревательные устройства [2]. Также будет иметь место применение устройств: инфракрасного излучения, преобразования механической энергии в

тепловую (например, за счёт трения), на основе экзотермических и эндотермических химических реакций.

В аппаратуре КТ обязательно будут присутствовать источники тепловых возмущений. Источники тепловыделений будут располагаться внутри КТ, а лишаться тепла КТ будет за счёт излучений с её открытых наружных поверхностей. Также значительная часть тепла будет передаваться на КТ за счет поглощения электромагнитных излучений от Солнца и других тел Солнечной системы. Таким образом, построение высокоэффективной СОТР современной КТ сводится к следующим тенденциям:

- увеличение площадей открытых наружных поверхностей путём использования устройств радиационного излучения – космических радиаторов;
- использование материалов для построения космических радиаторов с высокой лучеиспускательной способностью;
- обеспечение высокой теплопроводности от источников тепла и наружных поверхностей, поглощающих внешние излучения, до космического радиатора;
- уменьшение площадей поглощающих поверхностей и (или) применение наружных материалов с низкой поглощательной способностью.

В рамках этих тенденций были рассмотрены системы со стационарными космическими радиаторами [5], с разворачивающимися раздвижными космическими радиаторами [6], системы каскадных тепловых труб [7], плоские тепловые трубы [8].

В отличие от скважинных условий эксплуатации в космосе отсутствует материальная среда, что не позволяет использовать более эффективные (конвективные) устройства сброса тепла. Однако отсутствие существенных габаритных ограничений КТ позволяет организовывать сброс тепла с поверхности достаточно большой площади. Для скважинного прибора существуют значительные габаритные ограничения. Тепловое воздействие на скважинный прибор будет вызвано в основном температурой окружающей среды. По этому показателю скважинные условия могут быть даже более тяжелыми, чем космические.

Список литературы:

1. Максимов, И.А. Проблемы обеспечения надежного функционирования современных космических аппаратов в условиях дестабилизирующего воздействия факторов космического пространства и факторов техногенного характера / И.А. Максимов // Вестник Сибирского государственного университета имени академика М.Ф. Решетнева. – 2010. – № 4 (30). – с. 100 – 101.
2. Цаплин, С.В., Болычев, С.А. Система обеспечения теплового режима экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата / С.В. Цаплин, С.А. Болычев // Вестник СамГУ – Естественнонаучная серия. – 2013. – № 9/2 (110). – с. 236 – 243.
3. Датчики, приборы и системы авиакосмического и морского приборостроения в условиях тепловых воздействий / В.Э. Джашитов, В.М. Панкратов / Под общ. ред. Академика РАН В.Г. Пешехонова. – Спб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2005. – 404 с.
4. Дульнев, Г.Н. Тепло - и массообмен в радиоэлектронной аппаратуре: Учебник для вузов по спец. «Конструир. и произв. Радиоаппаратуры». – М.: Высш. шк., 1984. – 247 с.
5. Семена, Н.П., Коновалов, А.А. Методы создания механизмов саморегулирования пассивных систем обеспечения теплового режима устройств космического применения / Н.П. Семена, А.А. Коновалов // Теплофизика и аэромеханика. – 2007. – № 1. – с. 87 – 98.
6. Leach, J.W., Cox, R.L. Flexible deployable-retractable space radiators / J.W. Leach and R.L. Cox // Heat transfer and thermal control systems / Edited by Leroy S. Fletcher. – New York, 1978. – p. 243 – 262.
7. Steele, W.H., McKee, H.B. A precise satellite thermal control system using cascaded heat pipes / W.H. Steele and H.B. McKee // Heat transfer and thermal control systems / Edited by Leroy S. Fletcher. – New York, 1978. – p. 325 – 343.

8. Деревянко, В.А., Нестеров, Д.А., Косенко, В.Е., Звонарь, В.Д., Чеботарев, В.Е., Фаткулин, Р.Ф., Сунцов, С.Б. Плоские тепловые трубы для отвода тепла от электронной аппаратуры в космических аппаратах / В.А. Деревянко, Д.А. Нестеров, В.Е. Косенко, В.Д. Звонарь, В.Е. Чеботарев, Р.Ф. Фаткулин, С.Б. Сунцов // Вестник СибГАУ. – 2013. – № 6(52). – с. 111 – 116.

Экспериментальные исследования характеристик макета электродвигателя с массивным ферромагнитным ротором

Плеханов М.С.

ЗАО «Томский приборный завод», 634040, г. Томск, ул. Высоцкого, 28, стр. 3

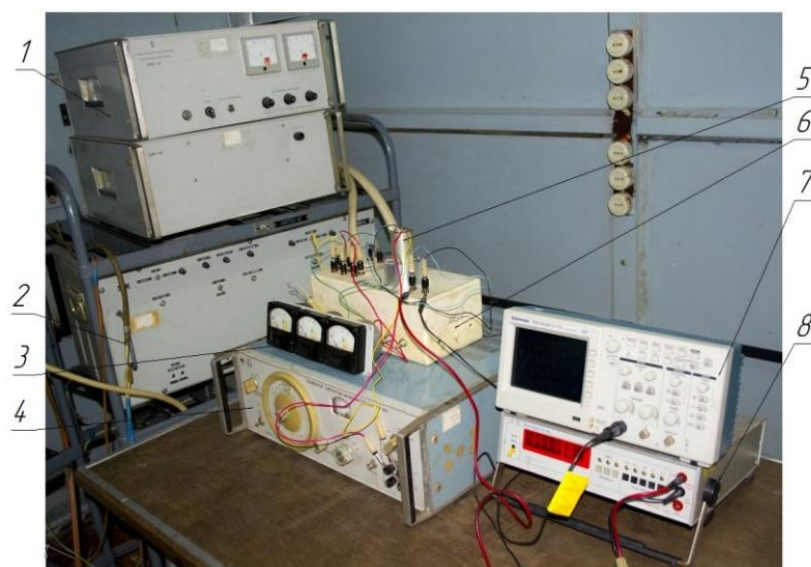
E-mail: plehanovms@tpu.ru

Принцип работы электрической машины с массивным ферромагнитным ротором основан на взаимодействии вихревых токов, наведенных на поверхности ротора, с электромагнитным полем статора [1]. В гироскопических приборах такая конструкция гиродвигателя является наиболее простой и обеспечивает хорошие характеристики запуска, а в некоторых случаях является единственно возможной – в частности, в гироскопах с газодинамическими опорами ротора. Такой выбор конструкции обусловлен малым временем разгона ротора для создания в приборе режима газовой смазки и большого пускового момента для преодоления момента сухого трения в первоначальный момент времени [2].

Экспериментальные исследования характеристик электродвигателя с массивным ферромагнитным ротором необходимы для оценки разгона и выбега ротора, построения механической характеристики. Для экспериментальных исследований изготовлен макет электродвигателя такого типа со статором серийного синхронного гистерезисного гиромотора с газодинамическими опорами ротора.

Макет электродвигателя запитывается трехфазным напряжением 40 В, 1000 Гц, от пульта КИП722–42, для измерения пусковых и номинальных токов в цепь каждой фазы включены амперметры *mA*, контроль ЭДС статорных обмоток осуществляется по осциллографу, подключенному к одной из фаз. Контроль разгона и выхода на номинальный режим осуществляется при помощи двухфазного управляемого двигателя АДП–402, обмотка возбуждения которого подключена к источнику напряжения переменного тока 24 В, 1000 Гц. При вращении массивного ротора жёстко закрепленного на валу двигателя, вихревые токи наведенные на роторе АДП-402 от обмотки возбуждения, будут наводить ЭДС на обмотке управления, кратную скорости вращения массивного ротора. В номинальном режиме, когда скорость ротора установится в постоянное значение она измеряется строботаксиметром. Таким образом, экспериментальная установка позволяет исследовать характеристики разгона и выбега массивного ротора, определить его электрические характеристики. Общий вид экспериментальной установки показан на рисунке 1.

На рисунке 2 представлены результаты исследования разгона и выбега привода с ротором диаметром 32 мм. Результаты моделирования и экспериментального исследования приведены в таблице 1 [3, 4].



1– Источник постоянного тока; 2 – Пульт КИП722–41; 3 – панель амперметров; 4 – генератор ГЗ–109; 5 – макет; 6 –распределительная коробка; 7 – Осциллограф Tektronix TDS1012B; 8 – Вольтметр В7–40

Рисунок 1 - Общий вид экспериментальной установки

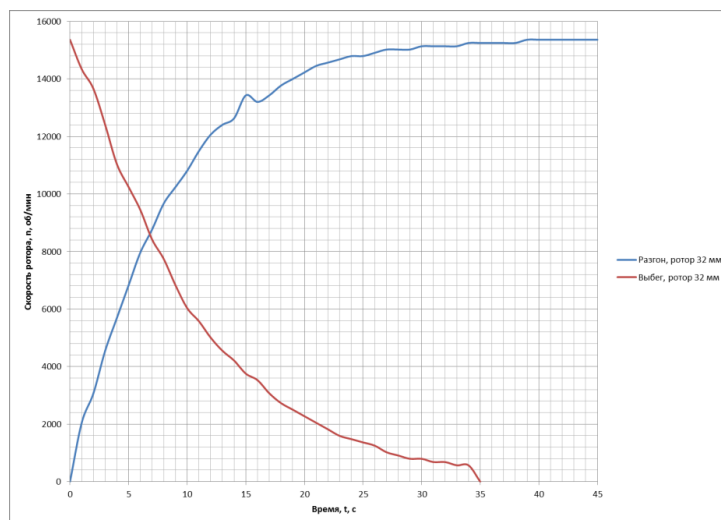


Рисунок 2 – Характеристики разгона и выбега массивного ферромагнитного ротора

Таблица 1 – Результаты экспериментальных исследований привода с ротором диаметром 32 мм и сравнение с результатами моделирования

№	Параметр	Значение (э)	Значение (м)
1	Питание, В, Гц	40, 1000	40, 1000
2	Пусковой ток, мА	400	—
3	Номинальный ток, мА	300	267
4	Пусковая мощность, В·А	48	—
5	Номинальная потребляемая мощность, В·А	36	32,16
6	Частота вращения ротора, об/мин	15 360	—
7	Скольжение	0,74	—
8	Номинальный момент, Н·мм	285,81	303
9	Механическая мощность, Вт	15,5	—
10	Пусковой момент, Н·мм	1239	3 513

11	Кратность пускового момента	4,34	—
12	Кратность пускового тока	1,3	—
13	Условный КПД, %	43	—
14	Время разгона, с	39	—
15	Время выбега, с	35	—

На рисунке 3 показана механическая характеристика привода в координатах от частоты вращения ротора.

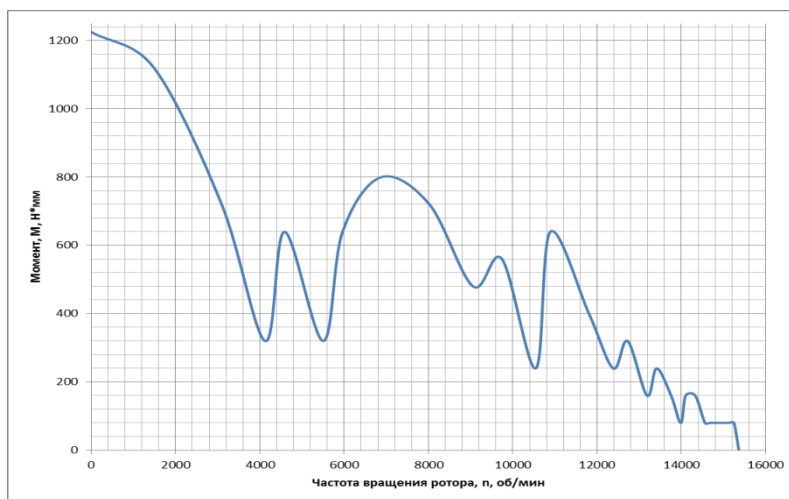


Рисунок 3 – Механическая характеристика двигателя

По проведенным исследованиям можно сделать следующие выводы:

1 При нефорсированном запуске двигатель имеет сравнительно длительное время разгона (по сравнению с форсированным запуском). По предварительным расчетам, такая конструкция двигателя способна обеспечить режим газовой смазки при его использовании в гироскопе с газодинамическим подвесом ротора.

2 Отличительная особенность исследованного двигателя – высокая кратность пускового момента при сравнительно низком пусковом токе, характерна для двигателей с массивным ферромагнитным ротором. По сравнению с асинхронными электроприводами исследуемый имеет низкие энергетические показатели, что объясняется наличием вихревых токов. неудовлетворительные характеристики можно объяснить наличием скин-эффекта, поскольку при повышенной частоте глубина проникновения вихревых токов уменьшается, увеличивается комплексное сопротивление массивного ротора, что требует больших затрат энергии.

Список литературы:

- 1 В. М. Куцевалов. Асинхронные и синхронные машины с массивными роторами. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: «Энергия», 1979. – 160 с.
- 2 А. Н. Голиков, А. А. Кузьма, М. С. Плеханов. Разработка и некоторые исследования для гироскопа с газодинамическим подвесом шарового ротора.// Контроль и диагностика, №13, 2012 г., С 167–172.
- 3 И. П. Копылов. Математическое моделирование электрических машин: Учебник для ВУЗов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : изд-во «Высшая школа», 2001. – 327 с.
- 4 Плеханов М. С. Моделирование электромагнитного поля привода массивного шарового ротора // Наука. Технологии. Инновации: материалы Всероссийской научной конференции молодых ученых в 10 частях. Часть 6, Новосибирск, 21-24 ноября 2013. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2013 - С. 126-129.

Анализ требований к конструкции наземного гироскопического прибора системы ориентации и навигации горнопроходческого комбайна

Пожарский Т.С.

Научный руководитель: Белянин Л.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: tim-pozharskij@yandex.ru

Для прокладки тоннелей метро и подземных штреков используются горнопроходческие комбайны. Чтобы управлять комбайном, необходимо знать его параметры ориентации и навигации. Наземный гироскопический прибор ориентации и навигации предназначен для определения углового положения объекта в пространстве. Данный прибор совместно с рядом других устройств предназначен, для определения ориентации горнопроходческого комбайна при прокладке подземного штрека.

Создание такой системы ориентации и навигации актуально. Наземные гироскопические компасы производятся в России и за рубежом и эксплуатируются уже в течение нескольких десятков лет. Выпускаются такие приборы и в искробезопасном исполнении для маркшейдерских служб. Однако, это, как правило, громоздкие, тяжелые приборы, процесс измерения которых требует длительного времени и непосредственного участия специалиста (маркшейдера). Кроме этого для решения поставленной задачи широко используются лазерные технологии, а также электронные тахеометры, для которых характерны те же недостатки. На кафедре точного приборостроения разрабатывается система, которая в автоматическом режиме будет определять необходимые параметры ориентации и навигации. Она состоит из 3х частей: прибора ориентации, который устанавливается на объект управления (комбайн), наземный гироскопический прибор ориентации (НГПО) и пульт управления [1,2,3,4].

Задача состоит в разработке такой конструкции НГПО, которая позволила бы эксплуатировать прибор в шахтных условиях. Вопросы выбора и обоснования принципиальных схем НГПО в данной статье не рассматриваются. Статья посвящена анализу специфических условий эксплуатации горношахтного оборудования и вытекающих из них требований к конструкции прибора. В результате изучения литературы с учетом функционального назначения прибора были сформулированы следующие требования.

Условия эксплуатации прибора [5]:

1. Прибор должен быть рассчитан на эксплуатацию в горных выработках, расположенных на глубине до 500 м, преимущественно при проходке штреков.
2. Температура окружающей среды в процессе эксплуатации от +2°C до +40°C.
3. Давление окружающей среды от 630 до 950 мм рт. ст. на высоте не более 2000 м, над уровнем моря и на глубине не более 1500 м, ниже уровня моря.
4. Влажность воздуха до 98% при температуре +30°C. Возможно присутствие в окружающей прибор воздушной среде мелких капель распылённой воды.
5. Прибор подвергается механическим воздействиям в виде вибраций и ударов, основными источниками которых являются работающие в штреке комбайн, перегружатель, скребковый конвейер и другое оборудование.
6. Уровень виброперегрузки секции арочной крепи, на которой устанавливают прибор в диапазоне частот 0,5-100 Гц, единиц g, не более -1.
7. Степень запыленности воздуха в рабочей зоне комбайна, г/м³ не более – 2.
Питающие напряжения, потребляемая мощность
8. Питание прибора – от шахтной сети постоянного тока 12 В «искробезопасным» током.
9. Потребляемая прибором мощность – минимально возможная, ограниченная сохранением «искробезопасного» уровня мощности питающей сети.

10. Требование искрозащищенного исполнения аппаратуры системы накладывает ограничения на источники питания аппаратуры, характер и величины питающих напряжений и допустимые потребляемые мощности.

Особые требования к конструкции

11. Конструкция прибора должна удовлетворять требованиям, предъявляемым к горно-шахтному оборудованию в соответствии с ГОСТ Р 56141-2014.

12. Прибор должен быть выполнен в искрозащищённом исполнении по ГОСТ Р 51330.10-99.

13. Конструкции всех составных частей прибора, соприкасающихся с окружающей средой, должны обеспечить их защиту от пыли и влаги. Применяемые материалы и их покрытия должны обеспечить необходимую коррозионную стойкость в указанных выше условиях применения [5].

Вопросы, связанные с вибрацией и ударами, возникающими вследствие работы комбайна, скребкового конвейера и другого шахтного оборудования, влияющими на точность определения параметров ориентации, могут быть решены временной остановкой работы указанного оборудования. Вопросы, касающиеся ограничения по питанию НГПО могут быть решены использованием источников, встроенных в прибор (подзаряжаемых электрических аккумуляторов) совместно с шахтной сетью 12 В. При этом в режиме «подготовка» аккумуляторы подзаряжаются от сети. Все другие потребители электроэнергии в приборе отключены. После завершения зарядки аккумуляторов всю мощность сети можно направить на питание системы термостатирования, если таковая в приборе предусмотрена, и, наконец, в режиме «пуск», когда большое количество энергии тратится на разгон гироскопа, используется энергия и аккумуляторной батареи и шахтной сети. После выхода прибора на режим прибор переводится на питания от шахтной сети с одновременной подзарядкой аккумуляторов. Также возможен вариант с использованием заменяемых гальванических элементов.

Практика показывает [5], что использование алюминиевых сплавов для изготовления деталей защитного кожуха в указанных условиях недопустимо из-за их низкой коррозионной стойкости. С учетом этого проектирование защитного кожуха целесообразно вести с использованием в качестве заготовки стандартной стальной водогазопроводные (ВГП) по ГОСТ 3262-75 соответствующего диаметра.

В соответствии с требованиями был разработан вариант защитного кожуха НГПО, внешний вид которого представлен на рисунке. На кожухе прибора установлен искробезопасный электрический соединитель, клапан для заполнения сухим азотом, сверху прибора предусмотрен посадочный диаметр для подвешивания прибора на секции арочного крепления, на задней части кожуха расположена пластина, предназначенная для установки оптического прибора.



Рисунок 1 - Защитный кожух НГПО

Список литературы:

1. Опыт создания гироскопического инклинометра / Л.Н.Белянин, А.Н.Голиков, В.М.Мартемьянов, С.Н.Самойлов // Автоматизация и информационное обеспечение технологических процессов в нефтяной промышленности, том 2: Сб. трудов ОАО НПФ «Геофит» ВНК. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2002. – С. 34-49.
2. Голованов В.А. Гироскопическое ориентирование: Учеб. Пособие / В.А. Голованов. Санкт-Петербургский государственный горный институт. СПб, 2004. 92с.
3. Наземные гирокомпасы. Теория и расчет / М. А. Сергеев. - Л.: Машиностроение, 1969. - 232 с.
4. Пат.1051375 СССР. Автоматический наземный гирокомпас/В.П. Белокуров, В.И. Глейзер, И.А. Корбут, В.М. Мовчан, С.Л. Резентулер, Е.И. Ханеева// Бюл. – 1983. – №40.
5. Васючков Ю.Ф. Горное дело: Учеб. Для техникумов – М.: Недра, 1990 – 512 с. ил.

Многоканальная лазерная оптоволоконная система инициирования

Разин А.В., Ахметшин Р.Г., Овчинников В.А., Скрипин А.С., Мурастов Г.В.

Научный руководитель: Ципилев В.П., д.ф.-м.н., профессор

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: a.v.razin@mail.ru

Пиропатроны, широко используемые в системах разделения пассивных элементов конструкций ракетно-космических комплексов, обычно имеют электрический запал [6]. При этом электрическая система инициирования обладает рядом недостатков, один из серьезных – слабая помехозащищенность. Этот недостаток отсутствует у лазерных систем инициирования (ЛСИ). В ЛСИ электрический запал заменяется оптическим, а иницирующий импульс подаётся по оптическому волокну. При этом система обладает преимуществами [4]:

1. Исключен непосредственный контакт подводящей системы с зарядом пиропатрона;
2. Помехозащищенность канала, по которому подается иницирующий импульс;
3. Хорошая временная синхронизация импульсов нескольких каналов;
4. Возможность абсолютно исключить иницирующие взрывчатые вещества (ВВ);
5. Повышенная безопасность в снаряжении и использовании.

Помимо этого оптическая система инициирования может быть выполнена в компактной форме.

Создание таких систем является сложной комплексной проблемой и требует планомерных усилий в четырех основных направлениях:

- Разработка специальных малогабаритных лазеров;
- Разработка оптических волокон с малыми собственными и наведенными внешним воздействием потерями;
- Создание микродетонаторов, высокочувствительных к лазерному импульсному воздействию и слабо чувствительных к действию других воздействий;
- Оптимальное согласование параметров отдельных узлов системы с целью получения высоких функциональных характеристик.

В настоящей статье описывается экспериментальный стенд лазерной оптоволоконной системы инициирования схема которой показана на рисунке. Такая система состоит из компактного неодимового лазера, оптического волокна, светочувствительного капсюля детонатора, на основе иницирующих или вторичных ВВ, а также устройства согласования лазерного пучка.

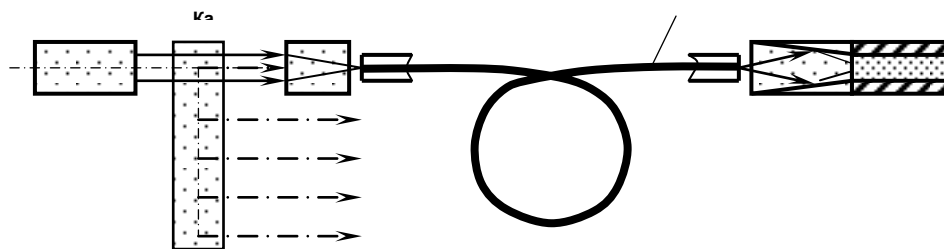


Рисунок 1 - Схема оптоволоконной ЛСИ. 1 – источник излучения; 2 – оптический разветвитель; 3 – согласующий элемент; 4 – оптическое волокно; 5 – концентратор; 6 – заряд ВВ.

Макет ЛСИ обеспечен автономным источником питания массой менее 1 кг, имеющий динамический запас устойчивости работы одного канала длиной 25 м до 30 дБ. Система может обеспечить одновременное срабатывание более 100 каналов с несинхронностью менее 1 мкс. В одноканальном варианте система жизнеспособна при повреждениях (излом волокна, нарушение оптического контакта, радиационное окрашивание с потерей прозрачности при неблагоприятной обстановке), при которых подводимая к капсюлю энергия лазерного импульса падает в 100 и более раз.

В разработанном макете используется твердотельный лазер с длительностью импульса 8 нс. Такой импульс обеспечивает минимально необходимую энергию инициирования ВВ и короткую задержку срабатывания. Что позволило создать компактную систему инициирования с рекордно малыми временами задержки и синхронизации взрывов. Минимальное время срабатывания системы в целом складывается из следующих задержек:

- время от импульса поджига до момента возникновения лазерного излучения;
- время задержки инициирования ВВ;
- время от инициирования ВВ до полного разрушения патрона.

На рисунке 2 показана типичная осциллограмма, на которой отображено 3 канала – канал запуска (импульс поджига), канал регистрации свечения работы накачки и канал регистрации лазерного излучения. Разработанный макет обеспечивает минимальное время задержки от импульса поджига до импульса лазерного свечения 15 мкс.

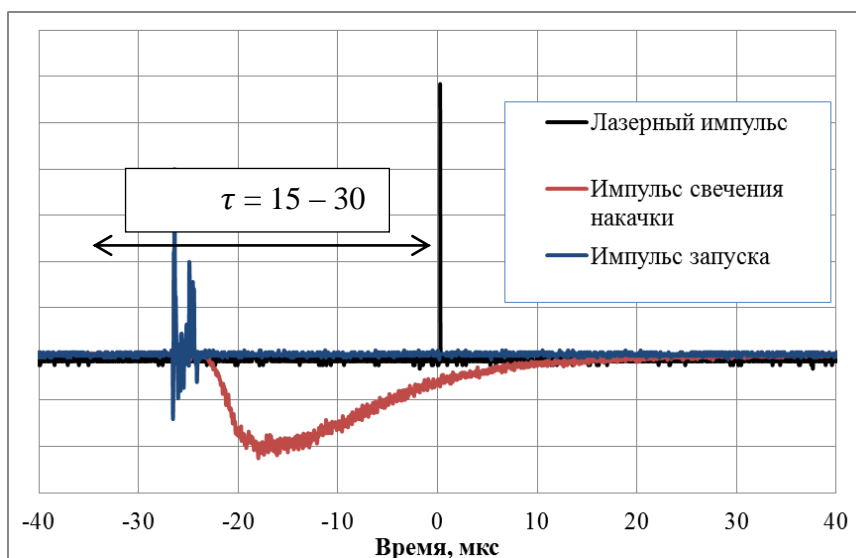


Рисунок 2 - Осциллограмма регистрации лазерного излучения

Время полного срабатывания и наилучшая синхронизация каналов между собой определяется типом используемого ВВ. Так при использовании азида свинца обеспечивает синхронизацию лучше ± 50 нс.

Таблица 1 - Энергия и задержка инициирования для различных ВВ [1,3]

Взрывчатое вещество	Энергия инициирования, мкДж	Задержка инициирования, мкс
Азид свинца	6	0,3
Тетранитрат пентаэритрит	500	4
Пиротехническая смесь перхлорат аммония	200	20

Полное время срабатывания детонатора не превышает 40 мкс. Таким образом, разработанная система может использоваться для прецизионных исполнительных устройств. При этом пиропатрон не нуждается в электропроводящих элементах, что обеспечивает его безопасность при монтаже, простоту в изготовлении, а также уменьшает вероятность несанкционированных срабатываний. На данный момент подобный стенд является уникальным и не уступает зарубежным аналогам [5].

Список литературы:

1. Е. И. Александров, В. П. Ципилев, Размерный эффект при инициировании прессованного азид свинца лазерным моноимпульсным излучением // Физика горения и взрыва. — 1981. — Т. 17, № 5, — с. 77–81
2. Р. С. Буркина, Е. Ю. Морозова, В. П. Ципилев, Иницирование реакционно-способного вещества потоком излучения при его поглощении оптическими неоднородностями вещества // Физика горения и взрыва. — 2011. — Т. 317, № 5, — с. 95–105
3. В.В. Медведев, В.П. Ципилев, Влияние интенсивности лазерного излучения на пороги зажигания пористого двухосновного топлива // Химическая физика. Т. 23, №3., С. 73
4. В. М. Лисицын, В. П. Ципилев Идеология построения лазерных оптоволоконных систем инициирования // Боеприпасы, 2007, №1
5. Internationale Wehrrerue, 1986, №4, лазерная оптоволоконная система «Firelight» ESA-NASA Working meeting on optoelectronics, 2005, 6 october
6. К.С. Колесников, В.В. Кокушкин, С.В. Борzych, Н.В. Панкова, Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет / М.: изд. МГТУ им. Баумана. – 2006.

Электрокардиограф как космическое и наземное оборудование

Старчак А.С., Лежнина И.А., Уваров А.А.

Научный руководитель: Гольдштейн А.Е., д.т.н, профессор

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: Ambebap@gmail.com

Мониторинг жизненно важных физиологических показателей является одним из самых эффективных способов для непрерывного и дистанционного слежения за состоянием здоровья пациентов. Электрокардиографы часто используются во многих медицинских центрах для диагностики и мониторинга состояния здоровья человека путем измерения их сердечной деятельности. ЭКГ – неинвазивный метод, который может использоваться для оценки электрической активности сердца, измерения скорости и регулярности сердечных сокращений, выявления повреждений в сердце и исследования влияния препаратов, используемых для регулирования работы сердца. Эта процедура очень полезна для

наблюдения за людьми с нарушениями в сердечной деятельности или подверженных этим нарушениям [1].

Одним из неизменных рисков, связанных с космическими полетами являются угрозы, возникающие в очень суровых условиях для физического и психического здоровья космонавтов. Изменения окружающей среды (например, пониженная гравитация, высокая температура, космическая пыль, солнечные лучи и т.д.), в течение длительного времени негативно влияют на сердце, мышечные и нервные функции космонавтов [2]. К счастью, мониторинг физиологических параметров, таких как электрокардиография, электромиография, и т.д., может обеспечить получение важнейшей информации для быстрой диагностики заболеваний у космонавтов, предотвращение ухудшения состояния здоровья.

Чтобы обеспечить мониторинг ряда физиологических параметров, используя только одно устройство, были созданы различные биомониторы, которые несколько лет назад были введены и до сих пор используются в больницах и космических исследовательских центрах.

Хотя эти устройства используются для обнаружения, обработки и записи нескольких физиологических сигналов одновременно, в традиционной системе телеметрии они практически не используются, так как ограничивают свободу передвижения субъектов при измерении биопотенциалов. Прежде всего, большинство из этих систем питаются от электрической розетки и достаточно тяжелы [3], в результате чего пациенты в основном находятся в кроватях в больнице. Кроме того, помимо ограничения свободы передвижения субъектов, провода, которые используются для подключения электродов, часто являются источником шума в системе сбора данных.

И, хотя стационарные условия могут быть приемлемыми в случае лежачего пациента, они не могут быть использованы для астронавтов, которые обязаны постоянно двигаться во время космических полетов. В качестве альтернативы, доступны устройства для биомониторинга, которые могут быть использованы в жестких нестационарных условиях, таких как спортивные и научные исследования, но их применение очень ограничено, и оказывается дорогостоящим. Эти устройства обычно неудобны из-за их большого веса, структуры и сети свинцовых кабелей, идущих от субъекта контроля.

Цель нашего проекта заключается в разработке и изготовлении беспроводного, портативного электрокардиографа, чтобы помочь устранить ограничения, вызванные подводными проводами в обычных системах, используемых в больницах или исследовательских центрах, позволяющего записывать и передавать сигнал от датчика к прибору посредством беспроводной связи. В больницах, устройство может использоваться в связке с любой системой, используемой для мониторинга физиологических параметров, в частности, с прикроватными ЭКГ-мониторами и компьютерами, что позволяет отслеживать состояние в любое время. Это устройство также может быть использовано в космических исследовательских центрах в качестве телеметрических систем мониторинга ЭКГ. Это позволяет производить мониторинг жизненно важных функций космонавтов.

Вместе с возможностью беспроводной связи, эта система должна отвечать нескольким требованиям к конструкции, включая технические стандарты для переносных биоизмерительных приборов для обеспечения безопасности и функциональности. Таким образом, это устройство будет работать от батареи и изолировано на землю. Восприимчивость устройства к электромагнитным помехам будет сведено к минимуму, чтобы получать более точные сигналы. Также в устройстве будут реализованы аудио и визуальные сигналы тревоги для того, чтобы предупредить пользователя, когда измеряемый показатель достигает критического уровня. Кроме того, пластиковый корпус сделает это устройство достаточно прочным и легким, чтобы носить во время физической деятельности, такой, как осуществление научно-исследовательских задач.

В настоящее время в основном используются два различных типа ЭКГ систем. Первый - стандартное ЭКГ, которое обычно включает в себя двенадцать или пятнадцать отведений, которые подключаются к грудной клетке пациента, рукам и правой ноге с помощью электродов. Устройство записывает сигнал ЭКГ почти тридцать секунд [4]. Возможные

недомогания могут быть обнаружены при чтении полученного сигнала ЭКГ. Тем не менее, из-за короткого времени измерения, спорадические нарушения, которые в основном происходят в отделении интенсивной терапии, не могут быть обнаружены.

В целях решения проблемы, упомянутой выше, многими больницами используется непрерывное измерение ЭКГ, для наблюдения за пациентами в отделении интенсивной терапии. Это устройство имеет три электрода, которые получают сигнал ЭКГ в течение длительного периода, а затем сигнал выводится на экран или печатается на бумаге. Система беспроводного мониторинга ЭКГ, предложенная здесь попадает во вторую категорию устройств и будет использоваться для мониторинга сердечной деятельности субъектов.

Многие электрокардиографы, как стандартные, так и непрерывные, продаются как "портативные", но не обязательно являются миниатюрными и легкими. Кроме того, большинство таких приборов питаются от электрической розетки и достаточно тяжелы, так что должны устанавливаться на специальную тумбу с колесиками, чтобы их можно было перемещать из одного места в другое.

Целью данного проекта является разработка рабочего прототипа электрокардиографа, который может использоваться космонавтами или пациентами больниц и посылать данные измерений через беспроводное соединение посредством GPRS на сервер для расчета, передачи врачу и хранения. Это устройство позволит сэкономить время и уменьшить нагрузку медсестер, которые постоянно следят за пациентами и помогают им более эффективно проводить измерения. В то же время, целью данного проекта является минимизация стоимости, благодаря чему больницы смогут позволить себе один для каждого пациента, особенно те, которые находятся в отделении интенсивной терапии.

Таким образом, в рамках проекта была выполнена разработка карманного электрокардиографа (рисунок 1) для индивидуальной диагностики.



Рисунок 1 - Портативный электрокардиограф

Прибор соответствует следующим требованиям:

- удобство;
- надежность;
- информативность;
- оперативность;
- наглядность.

Для обеспечения вышеприведенных требований в приборе реализована упрощенная процедура регистрации ЭКГ первого стандартного отведения с пальцев и последующей обработкой сигнала в приборе и на ПК.

Прибор обеспечивает:

- регистрацию ЭКГ с пальцев рук;
- отображение ЭКГ в реальном времени на экране;

- сохранение информации на SD карте;
- считывание результатов и автоматическая обработка с SD карты на ПК;
- определение значений диагностических показателей;
- накопление данных для последующих консультаций с врачом.

Измерительная схема полностью соответствует всем требованиям, предъявляемым к электрокардиографам:

- Частота дискретизации 500 Гц;
- Разрешение АЦП 24 бита;
- Ток утечки через пациента 200 пА;
- Входное сопротивление 500 Мом;
- Коэффициент подавления синфазных помех 105дБ;
- Энергопотребление 1 мВт.

Целостность сигнала, передаваемого посредством беспроводной связи или с помощью входных кабелей на приемник, является очень важным аспектом этой системы. Важно, чтобы врач или астронавт, используя мониторинг ЭКГ был в состоянии объективно оценить полученный сигнал. Кроме того, искаженный сигнал также может вызвать ошибочное медицинское диагностическое заключение или неточность измеренных значений (например, частоты сердечных сокращений).

Для того, чтобы оптимизировать производительность системы сбора сигналов, требуемое отношение сигнал-шум будет установлено на 60 дБ. Это позволит нашей системе получать полезные сигналы и отсекаать нежелательные.

Мы стремимся сделать систему как можно меньше, вес около 100 граммов и размеры 5х10х2 см. На данный момент размеры несколько отличаются от планируемых (Вес 200 грамм и размеры 7,5х12х2,75см).

Список литературы:

1. Delsys Inc. (2004). Myomonitor III User Manual. EKG Monitoring System. <http://instruct1.cit.cornell.edu/courses/ee476/FinalProjects/s2001/jl175/EE476.htm>
2. Carsten W., Kevin M., Usen U., Valerie B., Guillaume T., Arnaud T., Robert R., Robert B., Yvonne C., Nathalie C., Stephen R., Judith S., John H., Gregory K. (2005) A Multiparameter Wearable Physiologic Monitoring System for Space and Terrestrial Applications. Institute of Electrical and Electronic Engineers.
3. Montgomery K., Mundt C., Thonier G., Tellier A., Udoh U., Barker V., Ricks R., Giovangrandi L., Davies P., Cagle Y., Swain J., Hines J., Kovacs G. Lifeguard- A Personal Physiological Monitor For Extreme Environments. Institute of Electrical and Electronic Engineers
4. Ambulatory Data Acquisition System (ADAS) <https://hrf.jsc.nasa.gov/hardware/adas.asp>.

Установка для снятия характеристик электрического счетчика

Татарников Е.В., Потехин М.Е.

Научный руководитель: Гурин Л.Б., к.т.н., доцент кафедры ТПС

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: E.V.Tatarnikov@mail.ru

Энергетические компании несут огромные финансовые потери из-за того, что недобросовестные потребители не платят за используемую энергию. При этом часть финансовой нагрузки также несут и добросовестные пользователи, для которых энергокомпании вынуждены повышать тарифные ставки.

Это возможно из-за того, что современные счетчики электроэнергии уязвимы для мошенников.

Для устранения финансовых потерь необходимо найти решение по противодействию данным методам кражи электроэнергии. Для этого были поставлены следующие задачи:

- 1) Изучить устройство и принцип действия механического счетчика.
- 2) Собрать лабораторный стенд, на котором реализовать нормальную и запрещенные схемы подключения счетчика к сети.
- 3) Снять характеристики электрического счетчика при работе в различных схемах подключения.

Устройство электрического счетчика

С помощью электросчетчиков осуществляется учет израсходованной электрической энергии. Электросчетчики бывают индукционные и электронные.

Измерительный механизм индукционного однофазного счетчика электрической энергии (электроизмерительный прибор индукционной системы) состоит из двух электромагнитов, расположенных под углом 90° друг к другу, в магнитном поле которых находится легкий алюминиевый диск.

Для включения счетчика в цепь его токовую обмотку соединяют с электроприемниками последовательно, а обмотку напряжения - параллельно. При прохождении по обмоткам индукционного счетчика переменного тока в сердечниках обмоток возникают переменные магнитные потоки, которые, пронизывая алюминиевый диск, индуцируют в нем вихревые токи.

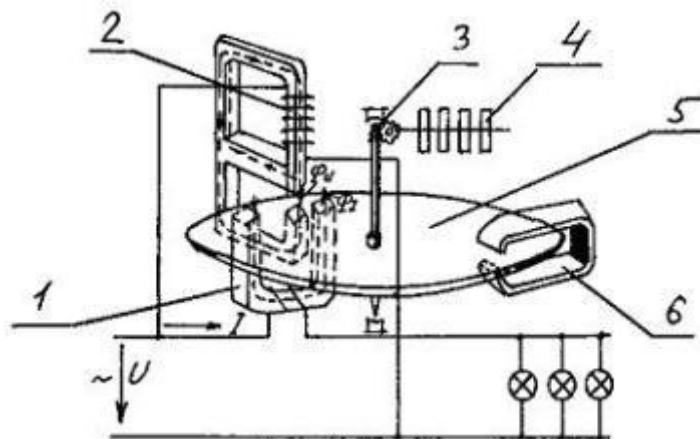


Рисунок 1 - Схема устройства счетчика электрической энергии: 1 - обмотка тока, 2 - обмотка напряжения, 3 - червячный механизм, 4 - счетный механизм, 5 - алюминиевый диск, 6 - магнит для притормаживания диска

Взаимодействие вихревых токов с магнитными потоками электромагнитов создает усилие, под действием которого диск вращается. Последний связан со счетным механизмом, учитывающим частоту вращения диска, т.е. расход электрической энергии [1,2].

Схемы включения электрического счетчика в сеть

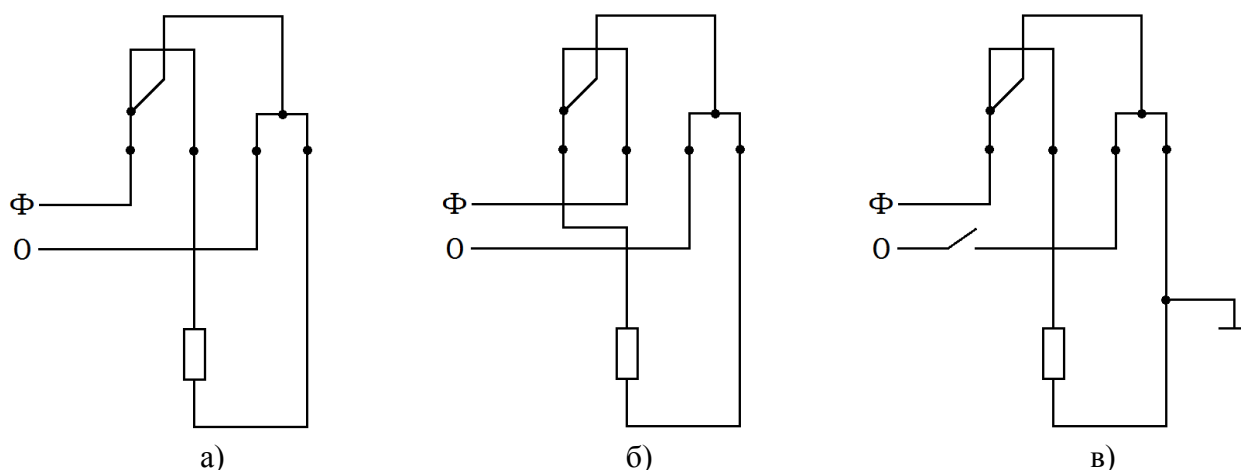


Рисунок 2 – Схемы включения электрического счетчика: а) нормальная, б) при перестановке фазного провода, в) при подключении в цепь нуля заземленного проводника

Нормальная схема включения однофазного электросчетчика (рисунок 2а) предусматривает постоянное нахождение под сетевым напряжением цепи напряжения, которая создает сдвиг фаз между магнитным потоком и напряжением в стержневом магнитопроводе.

Ток, проходящий по двум последовательно соединенным катушкам, закрепленным на магнитопроводе, взаимодействуя с постоянным магнитным потоком, созданным катушкой напряжения, рождает вращающий момент, приводящий во вращение диск счетного механизма в направлении по часовой стрелке. То есть, по направлению потока мощности [1].

Следовательно, главным условием правильной работы электросчетчика является наличие напряжения в цепи.

После перестановки вводного фазного провода во второй клеммный зажим счетчика происходит изменение направления потока мощности (рисунок 2б), что приводит к вращению диска счетного механизма в противоположную сторону.

Выявляется данное нарушение легко: наличие сорванной пломбы ЭСО; вращение диска счетного механизма в обратную сторону; наличие вводного фазного провода во втором клеммном зажиме [3].

Другой наиболее доступный способ, не требующий относительно сложных усилий по внедрению, это повторное подключение предохранителей на входе счетчика, до клеммных зажимов (рисунок 2в). Схема включения счетчика при этом не нарушается.

В данном случае предохранитель, установленный в нулевом проводнике, снимается и во внутреннюю проводку дома в цепь нуля включается проводник, соединенный с надежно заземленной металлической конструкцией и используемый в дальнейшем в качестве нуля. Отключение нуля сети разрывает параллельную цепь счетчика, что приводит к отключению катушки напряжения [3].

Выявление этого нарушения: отключен пробочный выключатель в нулевом проводе. При включенной нагрузке диск электросчетчика не вращается. Вращение диска происходит после установки пробочного предохранителя в рабочее положение. При этом пломбы ЭСО не нарушены.

Для исследования характеристик электрического счетчика при различных схемах подключения была собрана лабораторная установка. Функциональная схема установки приведена на рисунке 3.

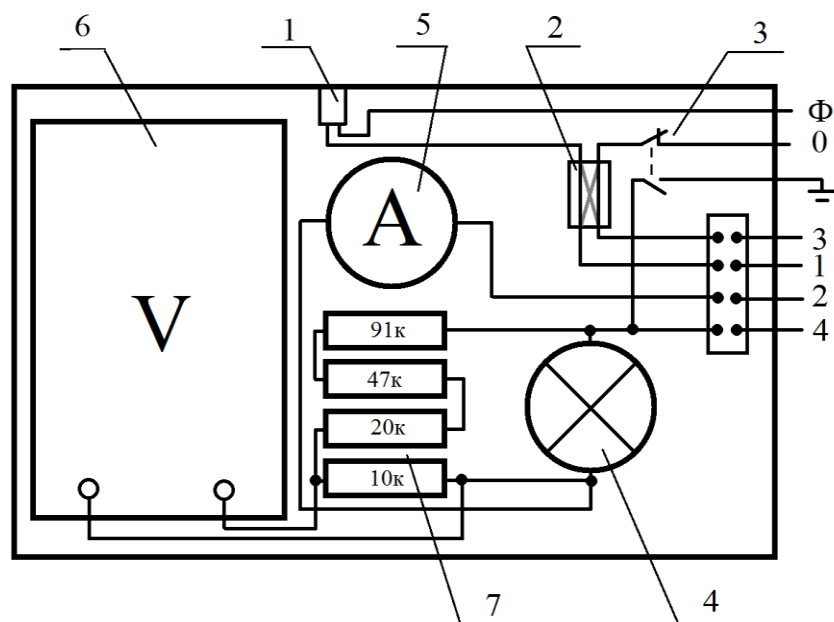


Рисунок 3 - Функциональная схема лабораторной установки

Описание лабораторной установки

Питание установки осуществляется от сети 220 В. Фазный провод через предохранитель (1) подключается к переключателю (2), который осуществляет переключение между схемами 1а и 1б. Ключ (3) включает режим работы по схеме 1в. В качестве нагрузки используется лампа накаливания (4), мощностью 100 Вт. Ток в цепи определяется амперметром (5), а напряжение вольтметром (6). Вольтметр имеет рабочий диапазон от 0 В до 15 В, поэтому, для подключения к цепи, используется резистивный делитель напряжения (7).

Были поставлены следующие дальнейшие задачи:

- Провести испытания установки.
- Рассмотреть влияние на показания счетчика внешних факторов, таких как постоянное и переменное магнитные поля.
- Найти решение по противодействию изученным методам обмана.

Список литературы:

- 1) Электротехника: учебное пособие для вузов : в 2 кн. / А. С. Касаткин, М. В. Немцов.- 5-е изд., перераб. и доп. — М. : Энергоатомиздат, 1995.- 304 с.
- 2) Принцип действия и устройство счётчиков электрической энергии [Электронный ресурс] - URL: <http://electricalschool.info/main/uchet/789-princip-dejjstvija-i-ustrojstvo.html>, режим доступа – свободный, (дата обращения: 19.03.15).
- 3) Все способы обмана электросчетчиков [Электронный ресурс]. URL: <http://www.tranklukator.ru/kniga.shtm>, режим доступа – свободный, (дата обращения: 19.03.15).

Пружинный механизм для раскрытия подвижных узлов космического аппарата

Фролов Р.А., Бекасова А.Г.

Научный руководитель: Янгулов В.С., зав. УНЦ кафедры ТПС

при Институте Оптики Атмосферы СО РАН

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: frolov07121994@mail.ru

Космические аппараты (КА) нового поколения, как правило, имеют основной блок, к которому фиксируются выносные элементы, принимающие в дальнейшем рабочее положение: антенны различного назначения, панели солнечных батарей (СБ), штанги с датчиками и другие элементы систем КА. На сегодняшний день существует множество разновидностей механизмов и устройств для раскрытия подвижных узлов КА. По большей степени, от правильности выполнения данного процесса зависит дальнейшее использование изделия. Поэтому важным этапом их эксплуатации является перевод КА из транспортного состояния в рабочее (раскрытое положение). Но, к сожалению, не все устройства способны безопасно, плавно осуществлять данное преобразование. В данной работе будет рассмотрен пружинный механизм для раскрытия подвижных узлов КА, который исключает подобные деформации, потому что раскрывается более мягкой пружиной.

Чтобы реализовать плавный переход КА в раскрытое положение, поставлена задача, поддерживать скорость разворачивания подвижных узлов КА, таких как: панели солнечных батарей, антенны и т.п., в требуемых пределах.

Эта задача решена следующим образом. Пружинный механизм для раскрытия подвижных узлов КА, содержащий помимо пружинного двигателя, замка, фиксаторов раскрытых узлов космического аппарата, снабжен пружинным двигателем, состоящем из барабана с плоской пружиной и анкерного механизма [1].

Полученный результат конструкции говорит о том, что пружинный механизм для раскрытия подвижных узлов КА может обеспечивать малую скорость раскрытия панелей для того, чтобы снизить силу удара в конце раскрытия, тем самым уменьшив усилия на конструкции подвижных узлов и их деформацию.

Как уже говорилось ранее, в настоящее время для раскрытия солнечных батарей космических аппаратов используются различные механизмы. Однако каждый из них имеет свои недостатки.

Один из аналогов данного механизма - узел крепления панелей СБ, патент Японии № 63-59920, МПК В64G1/44, узел крепления панели солнечных батарей, 1988. В нем панели уложены в виде многоярусной конструкции, на крайней пластине закреплено тяговое устройство, на корпусе КА - разблокирующее устройство, в состав узла входят металлические ленты со свойствами пружины.

Недостаток описанного узла состоит в том, что скорость раскрытия панелей СБ напрямую зависит от свойств металлических лент, выполняющих роль пружин, в связи с этим скорость раскрытия в данном устройстве ничем не регулируется.

Наиболее близким техническим решением к описываемому является устройство раскрытия панели солнечных батарей (Патент РФ № 94037584, МПК В64G1/44, устройство раскрытия панели солнечных батарей, 1996). Именно оно является прототипом рассматриваемого механизма. Принципиально прототип состоит из нескольких шарнирносоединенных пластин с размещенными на них солнечными элементами, сложенных в транспортном положении в многослойную конструкцию, замка, фиксаторов раскрытой панели, упругих пластин-шторок, механически контактирующих между собой, которые закреплены на соседних пластинах панели СБ вблизи места их сочленения. При переводе панели СБ в рабочее положение из транспортного замок расцепляется, и за счет поворота пластин в шарнирах, происходящего под действием сил упругости пластин-шторок, приходящих в недеформированное состояние из начального деформированного.

Основным недостатком этого механизма является отсутствие элемента, служащего для регулирования скорости раскрытия в необходимых для этого пределах. Вследствие этого, на завершающей стадии раскрытия панелей совершается удар, который может привести к деформации, а, следовательно, и выходу из строя механизма, а также и самих панелей.

В рассматриваемом же в данной статье пружинном механизме для раскрытия подвижных узлов КА этот недостаток исправлен. Требуемые пределы скорости поддерживаются анкерным механизмом, являющимся составной частью устройства.

Таким образом, основное преимущество данного пружинного механизма для раскрытия подвижных узлов КА перед предшествующими ему устройствами, служащими для аналогичных целей — возможность поддержания скорости раскрытия в необходимых пределах, что исключает поломки подвижных узлов на этапе перехода КА из транспортного положения в рабочее.

Данный пружинный механизм для раскрытия подвижных узлов КА является пока только проектом, который должен воплотиться в жизнь. Но для этого следует произвести необходимые теоретические расчёты анкерного механизма, пружины, зубчатых передач и т.п., а также рассчитаны его габариты. В ходе данных расчетов, возможно, будут выявлены некоторые недостатки пружинного механизма, которые нужно будет исправить в целях получения наиболее оптимальных технических характеристик.

Список литературы:

1. Пат. 96360 РФ. МПК В64G/44 Пружинный механизм для раскрытия подвижных узлов КА/ В.С. Янгулов, А.А.Эдличко. Заявлено 05.03.2010; Оpubл. 27.07.2010.

Фотоэлектронный преобразователь параметров микрометеороидных тел в околоземном пространстве

Щелоков Е.А., Калинин Е.С.

Научный руководитель: Данилин А.И., д.т.н., профессор, зав. каф. радиотехники

АО «РКЦ «Прогресс», 443009, Россия, г. Самара, ул. Земеца 18

E-mail: Riddick41666@mail.ru

В процессе функционирования космического аппарата (КА) в условиях взаимодействия факторов космической среды наблюдаются изменения характеристик его элементов конструкций. Одним из важных факторов воздействия на КА является антропогенное загрязнение космического пространства, значительно превышающее потоки микрометеороидов. Вместе с тем систематические исследования в области оценки возможных последствий воздействия частиц на свойства внешних элементов КА к настоящему времени практически отсутствуют и это является одной из важных научных проблем современной авиакосмической промышленности с точки зрения создания космических аппаратов с большими сроками существования (эксплуатации) на орбите и большей надёжностью. Одним из основных факторов, влияющих на надёжность и долговечность КА, является коррозия и старение материалов элементов конструкций. Коррозия материалов является следствием взаимодействия материалов и конструкций с атмосферой КА, а также с микрометеоритами естественного происхождения, техногенными высокоскоростными пылевыми частицами, так называемым, космическим мусором.

Существующие детекторы высокоскоростных пылевых частиц (микрометеороидов и космического мусора) в целом не соответствуют современным требованиям, отвечающим полному и надёжному сбору информации о свойствах исследуемых объектов [1].

В качестве научно-технического решения, устраняющего основные проблемы существующих детекторов, предлагается использовать устройство на основе фотоэлектронных элементов (светодиодные – фотодиодные системы). Основными

характеристиками такого устройства являются: чувствительность, избирательность частоты и быстродействие чувствительных элементов конструкции. Схематичный чертеж расположения оптоэлектронных элементов устройства приведен на рисунке 1.

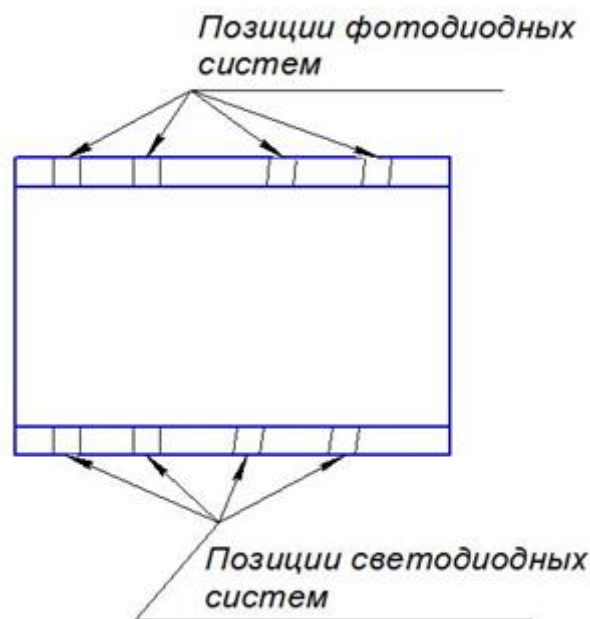


Рисунок 1 – Схематичное расположение рабочих элементов предлагаемого устройства

Микрометеороиды, представляющие опасность для космических систем и регистрируемые существующими приборами [2] могут быть зафиксированы предложенными оптоэлектронными системами [3].

Обработка информации о распределении и параметрах микрометеороидов и космической пыли производится с помощью микроконтроллера (например, [4]), данные на который поступают от оптоэлектронных элементов через компаратор, настроенный на срабатывание при поступлении напряжения меньше заданного уровня, на выходе компаратора расположен инвертор. Подобные микроконтроллеры широко распространены в космической промышленности и уже показали свою высокую надежность и возможность конфигурирования и отладки на различных алгоритмических языках программирования.

Для каждой из структурных единиц (светодиодная-фотодиодная система), в случае наличия сигнала на одном из выводов микросхемы, фиксируется время, на основании которого, с помощью аналитических преобразований вычисляется модуль вектора скорости и направление движения исследуемых объектов

Список литературы:

1. Д.В. Родин, Н.Д. Семкин, А.В. Пияков и др. Многослойные пленочные структуры в условиях воздействия микрометеороидов и частиц космического мусора // Прикладная физика. 2012, Вып. 2. С.104-115.
2. Попов Д.В., Защита от пылевой плазмы // Российский космос. 2013. Вып 5. С.18-20
3. Е.А. Щелоков, У.В. Бояркина, Оптикоэлектронный детектор параметров микрометеороидов, Конкурс научно-технических работ и проектов, «Молодежь и будущее авиации и космонавтики», аннотации работ, С.236-238, Москва, 2014
4. Datasheet MCP2515 [Электронный ресурс] - URL: <http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/21801e.pdf>, режим доступа - свободный.

СЕКЦИЯ №3

НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОВРЕМЕННЫЕ КОНЦЕПЦИИ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ

Диагностика работоспособности режущего инструмента на станках с ЧПУ

Андреев А.А., Шевченко В.В.

Научный руководитель: Шевченко В.В., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: charley4ik@yandex.ru

Потребность качества механической обработки привела к активной разработке систем для диагностики и контроля инструмента в процессе обработки, но все разработки имеют как свои плюсы, так и минусы. Устройства, которые являются наиболее результативными, к сожалению, пригодны только для применения в экспериментальных лабораториях, применение их в производстве невозможно или требует большого количества модификации оборудования и больших затрат средств. В настоящее время проводятся попытки создания комплексных диагностических систем, которые имеют основу не один метод диагностики, а комбинируют несколько методов и имеют возможность управления процессом обработки, исходя из полученных результатов диагностики. Такие системы являются более эффективными и имеют большие перспективы на развитие и внедрение в производство, а именно использование на станках с ЧПУ.

Пример диагностической системы основанной на акустическом измерении приведен в [1]. Автор данной диссертации приводит результаты исследований акустического тракта прохождения сигнала акустической эмиссии от зоны резания до места регистрации. Также представляет собственную методику анализа сигнала акустической эмиссии, позволяет определять износ режущего инструмента и качество, обрабатываемой поверхности при удаленной регистрации сигнала. Представленный метод является уникальным тем, что при регистрации акустического сигнала на расстоянии от зоны резки позволяет получить сигнал, который в большей степени отражает сам процесс резки, а не работу всей ТОС.

В диссертации [2] рассматривается совершенствование методов мониторинга износа режущего инструмента и прогнозирования диагностических параметров процесса резания. Усовершенствована методика идентификации износа режущего инструмента по сигналу виброакустической эмиссии. Разработана методика самонастройки диагностических моделей износа режущего инструмента по электрическим параметрам контакта «инструмент-деталь», по экспериментальным данным, полученным в процессе функционирования системы. Разработан алгоритм прогноза износа режущего инструмента, используя априорные и эмпирические данные и учитывая нелинейность функции износа от времени.

Автор диссертации [3] предложил математическую модель виброакустических явлений процесса резания и электрическую схему замещения объекта исследования, учитывающие колебания резца и технологию крепления вибродатчика. На основе математической модели и экспериментальных данных получены аналитические зависимости виброакустического сигнала от режимов резания и износа инструмента. Предложил новые алгоритмы компенсации составляющих погрешности измерения износа инструмента, вызванных вибрацией станка, виброакустическим препятствием, которое определяется частотой вращения шпинделя станка.

В патенте [4] приведен контрольно-измерительный комплекс для контроля износа режущего инструмента, содержащий последовательно соединенные приемник сигналов акустической эмиссии, предварительный усилитель, блок полосовых фильтров и основной усилитель, который отличается тем, что между блоком полосовых фильтров и основным усилителем включен интегратор, выполненный с возможностью осуществления двух операций интегрирования за один оборот шпинделя со сдвигом начала интегрирования относительно друг друга на половину периода вращения шпинделя, а выход основного усилителя подключен к входам устройства контроля.

Пример диагностической системы основанной на измерении сил возникающих при резании приведен в [5], устройство контроля износа и прогнозирования остаточной стойкости режущего инструмента для системы станка с ЧПУ имеет приемники входных сигналов выполнены в форме трех тензометрических датчиков, подключённых к соответствующим входам вычислителя и функционально обеспечивают измерения составляющих сил резания по осям P_x , P_y , P_z , после получения информации из данных датчиков происходит анализ величины износа инструмента и прогнозируется величина его износа при продолжении обработки с такими же режимами.

В [6] рассматривается проблема моделирования износа инструмента по звуковому сигналу. Как основной инструмент обработки звукового сигнала предлагается использовать пакетное вейвлет-преобразование. Для задания моделирования износа были использованы многослойная нейронная сеть и нейро-нечеткая сеть. Проведено исследование оптимальной нейро-сетевой структуры.

Пример диагностической системы основанной на измерении термоЭДС приведен в [7], где рассматривается способ контроля состояния режущих кромок сборных многолезвийных инструментов, выполненных из одного материала, включающий предварительный пробный проход инструмента по стальной заготовке с преобразованием аналогового сигнала термоэлектрической движущей силы каждой режущей кромки в цифровой с помощью аналого-цифрового преобразователя с частотой дискретизации не менее 1 кГц и сравнение значений термоЭДС в цифровом виде с выделением максимального значения термоЭДС, который отличается тем, что значение термоЭДС всех режущих кромок инструмента определяют перед началом обработки, затем вычисляют среднеарифметическое значение термоЭДС, по полученному значению термоЭДС определяют допустимую скорость резания, по которой устанавливают стойкость режущей кромки с максимальным значением термоЭДС, и по отношению заданной устойчивости всего комплекта режущих кромок инструмента в устойчивости режущей кромки с максимальным значением термоЭДС.

В патенте [8] рассмотрено оценку степени износа режущего инструмента выполненную традиционным для вибродиагностики методом - методом контроля уровня звука, излучаемого в данном случае процессом обработки металла. Для решения данной задачи были получены выражения для безразмерного параметра (индикатора). Индикатор позволяет косвенно оценить степень износа инструмента. Его величина изменяется от нуля (при начальном состоянии инструмента) к единице (при замене инструмента).

Пример диагностической системы основанной на измерении мощности резки приведен в [9], рассматривается разработка универсальной подсистемы диагностики, способной определять износ инструмента и прогнозировать его остаточную устойчивость. Данная подсистема является универсальной, что позволяет встраивать ее в различные системы. Это достигается тем, что она представлена отдельным модулем. Подсистема диагностики представляет собой модули, отвечающие за разные задачи, и оболочку для них, что обеспечивает их работоспособность. Какие модули загружать оболочка понимает из файла конфигурации, в котором хранятся параметры загрузки модуля и дополнительные параметры.

Все рассмотренные выше, разработанные системы диагностики режущего инструмента основаны на методе измерения акустической эмиссии, являются очень распространенными, но данный метод имеет свои недостатки, которые связаны с тем, что перед

диагностированием обработки деталей из различных материалов, и при изменении материалов инструмента необходимо проводить предварительные исследования, анализировать уровень сигнала в зависимости от материала. Также эти методы не дают полной информации о процессах, протекающих при черновой обработке, или не в полной мере раскрывают свои потенциальные возможности, поэтому их использование целесообразно при чистовой и прецизионной обработке. Точность параметров износа, измеряемых этими методами невысокая, так как она зависит от погрешностей при изготовлении элементов системы обработки, погрешностей, вызванных упругими деформациями в системе обработки, погрешностей вследствие температурных деформаций и тому подобное.

На мой взгляд, наиболее удачной является система диагностики, которая включает в себя такие методы диагностики как: метод акустической эмиссии и метод измерения мощности резания. Сочетание этих двух способов диагностики позволяет получить систему, которая сочетает простоту и оптимальность в использовании на производстве, большую полноту информации по зоне резания, практичность и надежность отдельных методов. При сочетании происходит компенсация недостатков методов, которые имеют место при отдельном применении данных методов. Комбинирование позволит повысить надежность, точность, производительность и универсальность системы диагностики режущего инструмента и требует в настоящее время автоматизированное производство.

Система основана на этих методах диагностики будет иметь универсальность по применению для обработки деталей из различных материалов и простоту реализации, что позволит использовать систему без конструктивных изменений станка. Также такая система будет иметь незначительную стоимость, потому что стоимость оборудования для снятия параметров процесса обработки по сравнению с другими методами - наименьшая.

Следующим шагом в развитии систем оперативной диагностики состояния режущего инструмента является прогноз остаточной работоспособности инструмента. Зная оставшееся время работоспособности инструмента можно проводить корректировки процесса обработки, тем самым повышать время работоспособности инструмента и качество полученной в результате обработки детали.

Направлением совершенствования системы диагностики может стать разработка программного обеспечения, которое на основе полученных данных о состоянии инструмента моделировать сам процесс обработки и проводить отображения прогнозируемой изменения работоспособности инструмента. Проводить корректировку режимов обработки для повышения времени работоспособности режущего инструмента.

Список литературы:

1. Хвостиков А. С. Диагностики износа режущего инструмента на основе вейвлет-анализа сигнала виброакустической эмиссии : дис. ... канд. тех. наук. – Комсомольск-на-Амуре, 2007. – С.73-80.
2. Сидоров А. С. Мониторинг и прогнозирование износа режущего инструмента в мехатронных станочных системах : дис. ... канд. техн. наук. - Уфимский Государственный Авиационный Технический Университет, 2007. – С.110-115.
3. Медведик Ю. Т. Средства измерений и технологического контроля состояния режущего инструмента и размеров деталей приборостроения : дис. ... док. техн. наук. – Пенза, 2007. – С. 54-55.
4. Патент РФ №2169641. Контрольно-измерительный комплекс для контроля износа режущего инструмента / Сариллов М.Ю., Максимов А.Ю. // Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет. 27.06.2001.
5. Патент РФ №2417140. Устройство контроля износа и прогнозирования остаточной стойкости режущего инструмента для системы ЧПУ станка / Мартинов Г. Н., Синопальников В. А., Григорьев А. С. // Московский Государственный Технологический Университет. 27.04.2009.

6. Залогов В. А., Нагорный В. В. Оценка степени износа инструмента методом виброакустики // Вісник СумДУ. Серія Технічні науки, – 2011 - №4 – С.88-96.
7. Патент РФ №220377. Способ контроля состояния режущих кромок сборных многолезвийных инструментов / Плотников А. Л., Василенко А.А. // Волгоградский государственный технический университет. №13, 2003.
8. Внуков Ю. Н., Дубровин В.И., Афонин Ю.С., Манило Т.В. Моделирование износа инструмента по результатам вейвлет-преобразования звукового сигнала // Штучний інтелект. 2008. - №1. – С.73-79. – Бібліогр.: 10 назв. – рос.
9. Сероухов П.Ю., Пушков Р.Л. Контроль и прогнозирование износа режущего инструмента при помощи подсистемы диагностики // Московский государственный технологический университет, – 2009. - С.1-4.

Способ контроля качества режущего инструмента при обработке деталей космических приборов

Андреев А.А., Шевченко В.В.

Научный руководитель: Шевченко В.В., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: charley4ik@yandex.ru

Среди информационных технологий функционального контроля процессов резания и качества режущего инструмента предпочтительными являются те, которые строятся на измерении величины сигналов в контрольных точках и сравнении их с предельными значениями, на частотных технологиях выделения из измеряемого сигнала составляющих в определенных частотных диапазонах и дальнейший энергетический анализ выделенных составляющих, на спектральных технологиях, которые основаны на узкополосном спектральном анализе сигналов. Наша полезная модель относится к методам контроля эксплуатационных свойств, а именно к устройствам для определения стойкости режущего инструмента и его покрытия и может быть использована как средство входного контроля режущего инструмента при обработке деталей космических приборов на станках с системой числового программного управления (ЧПУ).

Способ контроля качества режущего инструмента заключается в том, что измеряют максимальную величину сигнала акустической эмиссии в зоне резания при переходном процессе, перед обработкой заготовки на ней не надо снимать фаску и сигналы измеряются в двух зонах, а именно, дополнительно измеряют минимальную величину сигнала акустической эмиссии в зоне резания и инфракрасного излучения из зоны схода стружки при переходном процессе. Затем определяют среднюю скорость изменения каждого из этих сигналов, а о качестве инструмента судят по величине суммарной средней скорости изменения сигналов акустической эмиссии и инфракрасного излучения [1].

Стандартный процесс резания имеет две фазы: стационарную (при устойчивом резании) и переходную (при врезании). На графике, изображенном на рис.1, видим что переходный процесс резания делится на два этапа: рост сигнала и его стабилизация. Рост сигнала характеризуется именно врезанием инструмента, то есть постоянным увеличением площади контакта между резцом и заготовкой, а также резким увеличением температуры на контактирующих поверхностях, которая определяется материалами покрытия и резца.

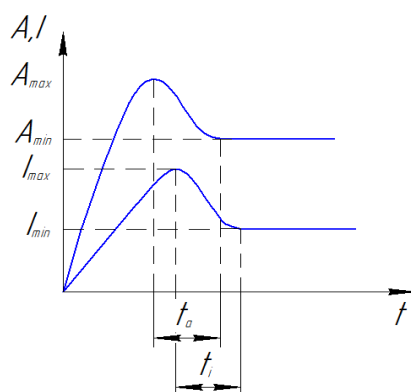


Рисунок 1 - Зависимость акустического сигнала и инфракрасного излучения от времени в процессе резания

Стабилизация сигнала характеризуется постоянным поддержанием тепловых процессов в зоне резания, что, в свою очередь, создает высокие термонапряжения в прирезцовой зоне, которые приводят к потере прочности и разрушения инструмента. Распространение теплоты в зоне резания происходит в основном за счет теплопроводности материала инструмента и его покрытия. Именно поэтому износостойкость инструмента будет определяться тепловым и напряженно-деформированным состоянием в зоне обработки, причем, чем быстрее происходит отвод тепла с режущей поверхности инструмента, тем более высокие термические и механические напряжения испытывает материал инструмента и покрытия. А скорость и интенсивность тепла, которое отводится с зоны обработки в виде стружки, дают информацию о его характере, а следовательно и о степени износа инструмента. Итак, чем меньше скорость переходного процесса, тем выше стойкость резца [2,3].

Способ реализуется следующим образом (рис. 2). На станок устанавливают режущий инструмент, который будут контролировать и обрабатывают заготовку. В процессе резания текущие сигналы $A(t)$, $I(t)$ с датчиков акустической эмиссии и инфракрасного излучения подают соответственно на входы 1 и 2 каналов. Сигнал $A(t)$ с датчика акустической эмиссии поступает на вход усилителя 3.1. С выхода усилителя 3.1 сигнал $A(t)$ поступает на вход аналого-цифрового преобразователя 4.1 и на вход порогового устройства 5.1, который включает устройство 6.1 определения максимального значения сигнала переходного процесса, а также включает ячейку памяти 7.1, которая фиксирует максимальное значение сигнала при переходном процессе. С выхода 6.1 сигнал поступает также на вход пускового устройства 8.1, который включает счетчик времени 9.1 и устройство 10.1 для определения минимума сигнала при переходном процессе и ячейку 11.1 памяти, которая фиксирует минимальное значение сигнала при переходном процессе. С выхода устройства 10.1 сигнал также поступает на устройство 12.1, который включает ячейку памяти 13.1 для записи времени между максимальным и минимальным сигналами переходного процесса. Аналогичным образом обрабатывается сигнал $I(t)$ с датчика акустической эмиссии. С ячеек 13.1 и 13.2 памяти сигналы поступают на вход счетного устройства 14, которое определяет скорость изменения сигналов ИК-излучения и акустической эмиссии и среднюю скорость изменения этих сигналов V_s , по которой и судят о качестве режущего инструмента [2,3].

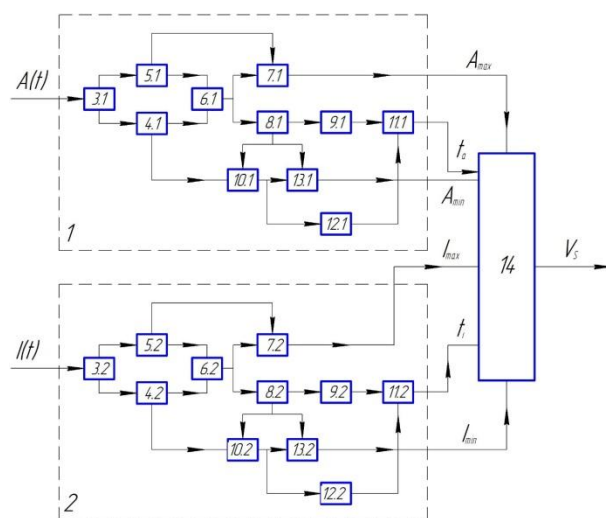


Рисунок 2 - Блок-схема устройства, реализующего предложенный способ контроля качества режущего инструмента

Предложенный способ для определения качества режущего инструмента позволяет повысить производительность определения износостойкости инструмента и точность, причем его использование исключает предварительное снятие фаски соответствующей геометрии и длине режущей кромки, которое увеличивает время проведения диагностики. Это позволяет широко использовать данную полезную модель в условиях автоматизированного производства.

Список литературы:

1. Аршанский М. М., Щербаков В. П. Вибродиагностика и управление точностью обработки на металлорежущих станках: Учебник / М. М. Аршанский. – М.: Машиностроение, 1988. – 67 с.
2. Астафьев В. А., Тымчик Г. С., Шевченко В. В., Адаптивная система управления. Механизация и автоматизация управления: Учебник / В. А. Астафьев. – К.: Киев, 1983. – 78 с.
3. Криксунов Л. З. Справочник по основам инфракрасной техники: Справочник / Л. З. Криксунов. – М.: Советское радио, 1978. – 125 с.

Применение переменного тока при сварке намагниченных деталей ответственного назначения

Бакланов С.В., Киселев А.С., Гордынец А.С.

Научный руководитель: А.С. Киселев, к.т.н., доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина 30

E-mail: Baklanov_90@mail.ru

Дуговая сварка униполярным током электродами с основным типом покрытия является распространенным способом получения неразъемных соединений при ремонте деталей ответственного назначения [1-4]. При этом необходимо создавать условия по исключению магнитного дугтя с целью обеспечения пространственной и физической стабильности дугового разряда. Наиболее сложно это осуществлять при наличии остаточной намагниченности соединяемых деталей, которая является следствием применения магнитных методов контроля. Решение данной проблемы, как правило, осуществляют предварительным размагничиванием деталей. Такой подход связан с применением

специального оборудования, эксплуатация которого характеризуется продолжительным процессом подготовки к работе и низкой производительностью труда, а также предполагает наличие обслуживающего персонала высокой квалификации.

С целью исключения указанных недостатков было предложено инновационное решение проблемы дуговой сварки намагниченных деталей посредством использования переменного прямоугольного тока, смена полярности которого осуществляется в момент критического отклонения дуги от оси электрода (Патент РФ № 2245231). Такой алгоритм коммутации тока в сварочной цепи позволяет исключить обрывы дуги, стабилизировать её пространственное положение и получать сварные соединения при величине индукции магнитного поля в зоне сварки до 0,1 Тл. Для его реализации разработан полупроводниковый инвертор тока ИСТ-201, который предназначен для включения в сварочную цепь выпрямителя или генератора с падающей внешней вольтамперной характеристикой.

Цель работы – подтверждение целесообразности применения переменного прямоугольного тока при дуговой сварке покрытыми электродами намагниченных деталей. При этом необходимо определить влияние рода тока и величины индукции магнитного поля в зоне сварки на свойства сварных соединений.

Методика проведения исследований. В качестве образцов использовали трубы из стали 17ГСУ, механические свойства которой приведены в таблице 1. Диаметр трубы составлял 1067 мм, толщина стенки – 14 мм. Разделка кромок трубы (С17) соответствовала требованиям ГОСТ 16037-80. Сварку осуществляли в неповоротном положении за три прохода, параметры режимов сварки приведены в таблице 2. Начальную величину индукции магнитного поля в зазоре между свариваемыми кромками задавали внешним индуктором. При отсутствии магнитного поля в зоне сварки (0 мТл) применяли постоянный ток обратной полярности, а при начальной величине индукции магнитного поля 100 мТл – переменный прямоугольный ток.

Таблица 1 – Механические свойства стали 17ГСУ (ГОСТ 10705-80)

Временное сопротивление разрыву σ_B , МПа	Предел текучести $\sigma_{0.2}$, МПа	Относительное удлинение δ , %
490	343	20

Таблица 2 – Параметры режимов сварки

Условия сварки	Слой шва	Электроды		Величина тока, А
		марка	диаметр, мм	
намагниченные детали, переменный прямоугольный ток	корневой	LB-52U	3,2	95...100
	заполняющий, облицовочный	OK53.70	3	
размагниченные детали, постоянный ток обратной полярности	корневой	LB-52U	3,2	85...95
	заполняющий, облицовочный	OK53.70	3	

Результаты исследований и их обсуждение. Полученные сварные соединения первоначально подвергали визуально-измерительному и радиографическому контролю, которые дефектов не выявили.

Химический состав основного металла приведен в таблице 3, а металла шва – в таблице 4. Полученные результаты свидетельствуют о незначительном влиянии условий сварки на содержание легирующих элементов в металле шва.

Таблица 3 – Химический состав основного металла (сталь 17ГСУ)

Химический состав основного металла, %									
C	Si	Mn	Cr	Ni	Co	Cu	Nb	Ti	V
0,13	0,42	1,46	0,12	0,08	0,01	0,15	0,05	0,01	0,06

Таблица 4 – Химический состав металла шва

Условия сварки	Химический состав металла шва, %							
	C	Si	Mn	Cr	Ni	Co	Cu	V
намагниченные детали, переменный прямоугольный ток	0,12	0,3	1,07	0,02	0,01	—	0,07	0,01
размагниченные детали, постоянный ток	0,12	0,3	1,20	0,04	0,02	0,01	0,04	0,02

Для определения механических свойств сварных соединений изготавливали образцы в соответствии с требованиями ГОСТ 6996-66.

Результаты испытаний на статическое растяжение (таблица 5) показали, что независимо от условий сварки разрушение образцов происходило по основному металлу. Результаты испытаний на статический изгиб (таблица 6) показали, что при угле загиба 140° разрушение образцов не происходило.

Анализ результатов испытаний участков сварного соединения на ударный изгиб (таблица 7) показал, что при температуре + 20 °С величина ударной вязкости металла шва практически не зависит от условий сварки. При температуре – 40 °С и прочих заданных условиях эксперимента величина ударной вязкости металла шва в случае использования переменного прямоугольного тока в 1,15...1,36 раза больше, чем при использовании постоянного тока обратной полярности. Также положительное влияние оказывает применение переменного прямоугольного тока на величину ударной вязкости металла зоны термического влияния.

Таблица 5 – Результаты испытаний сварного соединения на статическое растяжение

Условия сварки	Механические свойства сварных соединений			
	Временное сопротивление разрыву σ_B , МПа	Предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа	Относительное удлинение δ , %	Относительное сужение Ψ , %
намагниченные детали, переменный прямоугольный ток	<u>633–657</u> 645	<u>520–534</u> 527	<u>12,2–16</u> 14,4	<u>61,6–65</u> 63,3
размагниченные детали, постоянный ток	<u>628–676</u> 647	<u>517–565</u> 535	<u>17–17,5</u> 17,2	<u>61,7–70</u> 65

Таблица 6 – Результаты испытаний сварного соединения на статический изгиб

Условия сварки	Величина угла загиба, град. с расположением корня шва	
	в наружу	во внутрь
намагниченные детали, переменный прямоугольный ток	более 125°	более 125°
размагниченные детали, постоянный ток	более 125°	более 125°

Таблица 7 – Результаты испытаний участков сварного соединения на ударный изгиб

Условия сварки	Расположение концентратора	KCV ^{+20°C} , МДж/м ²	KCV ^{-40°C} , МДж/м ²
намагниченные детали, переменный прямоугольный ток	Сварной шов	<u>105–143</u> 122	<u>28–64</u> 34
	Зона термического влияния	<u>168–272</u> 204	<u>188–258</u> 227
	Основной металл	<u>181–194</u> 191	<u>191–248</u> 216
размагниченные детали, постоянный ток	Сварной шов	<u>105–142</u> 117	<u>23–56</u> 25
	Зона термического влияния	<u>217–265</u> 220	<u>64–241</u> 196
	Основной металл	<u>162–278</u> 228	<u>156–224</u> 207

С целью выявления причин увеличения ударной вязкости металла шва и зоны термического влияния образцов, полученных при сварке намагниченных деталей переменным прямоугольным током, исследовали макро и микроструктуру характерных участков соединения, и распределение микротвердости. Результаты анализа свидетельствуют о положительном воздействии переменного прямоугольного тока в процессе сварки намагниченных деталей на формирование структуры металла, что проявляется в уменьшении размеров зерна и протяженности участка перегрева. Кроме того, характер распределения микротвердости по высоте и ширине металла шва в этом случае более равномерный.

Таким образом, результаты экспериментальных исследований подтверждают целесообразность применения переменного прямоугольного тока при дуговой сварке покрытыми электродами намагниченных деталей ответственного назначения.

Список литературы:

1. Патон Б.Е. Современные направления исследований и разработок в области сварки и прочности конструкций // Автоматическая сварка. - 2003. Специальный выпуск: Октябрь – ноябрь. - С. 7 – 13.
2. Гордынец А.С. Управление процессом дуговой сварки при возмущающем воздействии магнитного поля: автореф. дис. ...канд. техн. наук: 05.02.10 / Гордынец Антон Сергеевич. – Томск, 2012. – 16 с.
3. Гордынец А. С., Киселев А. С., Дедюх Р. И., Советченко Б. Ф. Влияние возмущающего воздействия внешнего магнитного поля на процесс дуговой сварки покрытыми электродами // Сварка и диагностика. – 2011. – №4. – С. 37– 40.
4. Патон Б.Е., Сараев Ю.Н., Лебедев В.А. Совершенствование технологических процессов сварки и наплавки на основе методов управляемого высокоэнергетического воздействия на характеристики плавления и переноса электродного металла / Сборник трудов Международной научно-практической конференции с элементами научной школы для молодых ученых «Инновационные технологии и экономика в машиностроении». 20 - 21 мая 2010 г. Юрга. – с. 15 - 22.

Влияние параметров шероховатости и режимов обработки на усталостную прочность деталей

Барандич Е.С.

Научный руководитель: Выслоух С.П., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: Barandichk@ukr.net

Анализ отказов машин и механизмов, детали которых работают в условиях переменных нагрузок, показал, что повреждения деталей имеет усталостный характер. Поэтому практическое обеспечение их усталостной прочности имеет большое значение. Постоянно возрастают требования к надежности и уменьшению материалоемкости деталей при более жестких условиях эксплуатации, особенно это касается космического приборостроения. Поэтому при изготовлении таких деталей возникает проблема обеспечения максимального резерва их усталостной прочности.

Формообразование поверхностей многих деталей выполняется путем обработки их резанием, которая вызывает пластическую деформацию, нагрев и структурные преобразования в материале детали. Таким образом, формируется поверхностный слой детали с определенными по знаку и величине остаточными напряжениями, глубиной и степенью упрочнения, структурно-фазовым составом, а также шероховатостью поверхности. Микронеровности, которые образуются на поверхности вследствие обработки, являются концентраторами напряжений и служат одной из причин снижения усталостной прочности [1]. При этом напряжение на дне риска могут в 2-2,5 раза превышать среднюю величину напряжений поверхностного слоя. Причем концентрация напряжений зависит не только от глубины риска, но и от их формы.

Локальные процессы зарождения и начального развития трещины не осуществляют видимого влияния на деформирования детали в целом, а ускоренное развитие трещины, как правило, непродолжительно. В результате разрушение детали часто происходит внезапно и становится причиной аварийных ситуаций [2]. Таким образом, качество поверхностного слоя обуславливает характеристики сопротивления усталости деталей, основной из которых является предел выносливости.

Согласно ГОСТ 25.504-82 изменение значения предела выносливости в зависимости от предела прочности и чистоты обработанной поверхности определяют через коэффициент влияния шероховатости поверхности $K_{F\sigma}$, который зависит от параметра шероховатости Rz и предела прочности материала детали σ_s .

Из литературных данных [3] известно, что на усталостную прочность деталей влияют другие параметры качества поверхностного слоя, характеризующие остаточные напряжения, упрочнение поверхностного слоя, а также шероховатость обработанной поверхности. Их анализ показал, что увеличение параметра Rz приводит к уменьшению усталостной прочности, но основное влияние на эту эксплуатационную характеристику имеют параметры R_{max} и S_m .

С целью установления наиболее информативных параметров шероховатости поверхности, влияющих на усталостную прочность, проведены усталостные испытания образцов, результаты, которых позволили установить зависимость предела выносливости от параметров качества поверхностного слоя, а также от режимов их обработки.

Список литературы:

1. Ernani S. Palma, Karina S. S. Lopes, Daniel J. C. Gomes, Wisley F. Sales Influence of turning parameter (feed rate) on ultra high fatigue limit of AISI 4140 steel // 20th International Congress of Mechanical Engineering November 15-20, 2009, Gramado, RS, Brazil. [Электронный

ресурс]. - Режим доступа: <http://www.abcm.org.br/pt/wp-content/anais/cobem/2009/pdf/COB09-0507.pdf>, свободный. – Загл. с экрана.

2. Березин И.Я. Сопротивление материалов. Усталостное разрушение металлов и расчеты на прочность и долговечность при переменных напряжениях: учебное пособие / И.Я. Березин, О.Ф. Чернявский; под общей редакцией О.Ф.Чернявского. – Челябинск: Изд. ЮУрГУ, 2002. – 47с.

3. Суслов А.Г. Качество поверхностного слоя деталей машин. / А. Г. Суслов. – М.: Машиностроение, 2000. – 320 с.

Беспилотные летательные аппараты в России

Берёзкина Ю.А.

Научный руководитель: Иванова В.С., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Beryozkina@vtomske.ru

Одним из самых значимых достижений в авиации за последние десятилетие является появление и стремительное развитие беспилотных авиационных комплексов (БАК) и беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Необходимо различать эти два понятия. Беспилотный летательный аппарат (БЛА/БПЛА/ «беспилотник»/ дрон) – аппарат без экипажа на борту, который является частью БАК: сложной системы, включающая в себя новейшие достижения в область микроэлектроники, робототехники, технологий и материалов) [1].

Увеличение доли БЛА по сравнению с пилотируемыми в общем объеме воздушных судов происходит во всех странах. Если изначально БЛА применялись только в военных целях, то в настоящее время БАК широко применяются и в гражданской, а практически все БАК, создаваемые за рубежом, имеют двойное назначение [2].

Современный рынок отечественных БЛА, по сравнению с зарубежным, пока не так конкурентоспособен, однако, его можно назвать «динамично развивающимся».

Классифицировать отечественные БЛА и БАК можно следующим образом:

1. Предназначение комплекса и решаемые задачи.
2. Область применения комплекса: ближайшего действия – до 25 км, малой дальности – до 100 км, средней дальности – до 500 км, большой дальности – более 500 км.
3. Кратность применения (одноразовые, многоразовые)
4. Лётно-технические характеристики БЛА (скорость, высота и продолжительность полёта).
5. Способ старта и посадки БЛА (запускаемые с руки, с пусковой установки, «по-самолётному», вертикального взлёта площадки, воздушного старта, парашютной посадки, посадкой «по-самолётному», посадкой в сеть, с подхватом в воздухе).
6. Тип БЛА (самолётной или вертикальной схемы, ракетного (снарядного) заброса, с подъёмным вентилятором).
7. Взлётная масса БЛА (дополнительный классификационный признак):
 - 7.1. До 5 кг (класс микро)
 - 7.2. До 25 кг (малый класс)
 - 7.3. 25 – 150 кг (лёгкий класс)
 - 7.4. 150 – 750 кг (средний класс)
 - 7.5. 750 – 15 000 кг (тяжёлый класс) [2].

Если рассматривать авиационный комплекс в целом, то для определения координат и земной скорости современные БПЛА, как правило, используют спутниковые навигационные приёмники (GPS или ГЛОНАСС). Углы ориентации и перегрузки определяются с использованием гироскопов и акселерометров. В качестве управляющей аппаратуры, как правило, используются специализированные вычислители на базе цифровых сигнальных

процессоров или компьютеры формата PC/104, MicroPC под управлением операционных систем реального времени (QNX, VME, VxWorks, XOberon). Программное обеспечение пишется обычно на языках высокого уровня, таких как Си, Си++, Модула-2, Оберон SA или Ада95. Для передачи на пункт управления видеоданных, полученных с бортовых сенсоров, в составе БПЛА имеется радиопередатчик, обеспечивающий радиосвязь с приемным оборудованием. В зависимости от формата изображений и степени их сжатия пропускная способность цифровых радиолиний передачи данных может составлять единицы-сотни Мбит/с [3].

При рассмотрении авиационной системы, содержащей беспилотные летательные аппараты, можно заметить различные предложения российских разработчиков на тему формирования самой системы (её устройства, конфигурации и т.д.). Ранние разработки на примере патента РФ 2015067 где БАК содержит дрон, выполненный в виде вертикально взлетающих платформ. Система расположена на базе автомобиля автобусного типа, где смонтированы группы вертикально взлетающих платформ 2, устройства 3 для обеспечения энергией летательных аппаратов (дополнительный топливный бака или генератор). [патент] Все это к тому же совмещено с системой дистанционного управления летающими платформами, которое включает в себя выдвижную приводную антенну 4, аппаратные блоки 5, посадочные направляющие 6 и рабочее место 7 водителя-оператора, оснащённое компьютером [4].

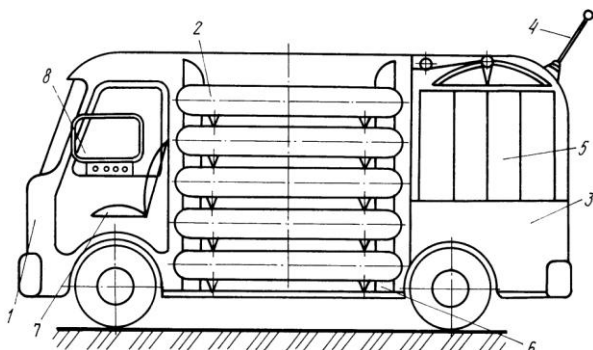


Рисунок 1- Компонировка системы

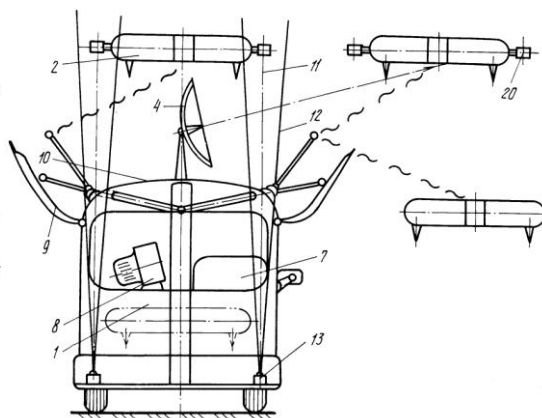


Рисунок 2 - Схема дистанционного привода платформы к передвижному контейнеру

Для осуществления рабочего цикла взлета и посадки беспилотных летающих платформ 2 передвижной контейнер 1 снабжён раздвижной крышей 9, через люк 10 которой происходит загрузка контейнера 1, совмещённая с автоматическим взлётом и посадкой платформ 2 по системе лазерных лучей 11 и 12 от точечных источников 13 [4].

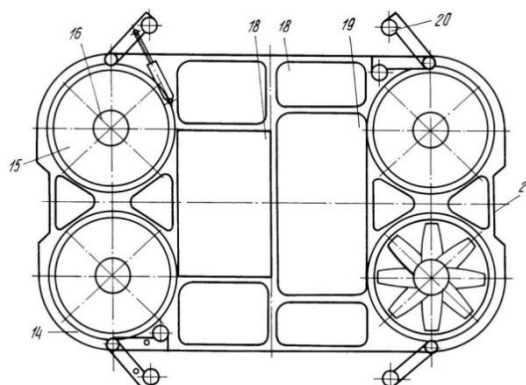


Рисунок 3 - Компоновочная схема летающей платформы вертикального взлета

Беспилотные летательные аппараты с автономным электроприводом, используемые в предлагаемой системе, представляют собой летающую платформу 2 вертикальных взлета и посадки, состоящую из корпуса 14, винтовентиляторного блока 15 с электрическим приводом 16, автономной электрической силовой установки 17 в виде блока двигателя внутреннего сгорания и генератора или маховичного накопителя энергии, управляющих блоков 18, контейнера для полезной нагрузки 19, выдвижных датчиков 20 системы автоматической посадки и посадочного захвата 21 [4].

Необходимо отметить, что подобные модели являются ранними разработками, однако представленная система даёт полное представление о взаимодействии всех частей авиационного комплекса.

Наиболее развиваемая форма БЛА - самолёты типа "летающее крыло". Является комбинированным летательным аппаратом.



Рисунок 4 - Беспилотный комбинированный летательный аппарат

«Беспилотник» содержит корпус, силовую установку с винтовым толкающим движителем, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, и систему управления. Корпус в форме летающего крыла выполнен многосекционным из набора стрингеров, закрепленных на жёсткой углепластиковой основе, сверху обтянут тонкой пленкой на тканевой основе, представляющей кремниевую солнечную батарею. Внутри корпус разделен на герметичные, заполненные подъемным газом отсеки, и негерметичные отсеки, имеющие воздухозаборник в носовой части, в средней части тепловые элементы для нагрева воздуха и сопло в задней части. Изобретение направлено на увеличение длительности зависания над заданной точкой. [5].

Если говорить о гражданском использовании различных видов БЛА, то наиболее популярными являются модели «самолетного» и «вертолетного» типа. К настоящему времени российскими разработчиками запатентовано большое количество авиационных аппаратов, которые имеют различные характеристики.

Таблица 1 – Российские БПЛА [6]

Photobot	Supercam 100	Supercam 300	Zala 421-04M	Инспектор-402	Инспектор-601
Zala 421-21	Орлан-3М	Эникс Е2Т	Эникс Е08	Дозор-50	Штиль
Иркут-850	Иркут-2М	Ка-37	Иркут-200	Дозор-600	Иркут-10
Инспектор-201	Т10 Электрон	Хаски	Типчак	Zala 421-06	Аист
Иркут-3	Данэм	Истра-10	Орлан-10	Истра-10	Т-3

Т23 Электрон	Ка-137	Инспектор-301	Инспектор-101	Скат	Коршун
Шмель	Пчела	Дозор 85	Zala 421-08M	Дань-Барук	Дозор-100
А-03					

На рисунках 5, 6 представлена продукция компании «ZALA AERO GROUP». Результатом ее деятельности являются разработки различных типов: беспилотные самолёты, беспилотные вертолёты, аэростаты, дополнительные целевые нагрузки, дополнительное оборудование и различные системы управления. Из представленной продукции можно выбрать аппараты, подходящие под задачи разного рода. Линейка БЛА «ZALA 421-XX» отличается временем полета (30 мин. - 8 ч.), массой (2-200 кг.), видеосвязью (15-70 км) и т.д.



Рисунок 5 – Беспилотный летательный вертолёт. Модель «ZALA-421-21»



Рисунок 6 – Беспилотный летательный самолёт. Модель «ZALA-421-08M»

Положительная сторона российских компаний по типу «ZALA AERO GROUP» в том, что помимо готовой продукции (полноценных «беспилотников»), покупателям предоставлен большой выбор комплектующих. По сути, приобретая летательный аппарат, человек может сам определить его назначение. Данная возможность дает толчок для развития гражданского применения «беспилотников». Все зависит от владельца/покупателя, его идеи.



Рисунок 7 - Возможная целевая нагрузка на БЛА [7]

Однако существует проблема, которая мешает развитию гражданского использования БЛА. Не все существующие аппараты могут легально находиться в воздушном пространстве. Согласно «Центру экспертизы и сертификации авиационной техники» (ЦЭСАТ) только следующим видам БЛА удаётся получить разрешение на полет:

1. БЛА самолётного типа.
2. БЛА вертолётного типа.

3. БЛА комбинированного типа с возможностью опционного управления пилотом на борту
4. Квадрокоптер (мультикоптер), который с точки зрения метода управления же нельзя отнести ни к БЛА самостоятельного типа, ни к БЛА вертолётного типа.

Перечисленные аппараты имеют различное назначение, определяемое заказчиком. Но в любом случае в соответствии с циркуляром ИКАО (международной организации гражданской авиации) № 328 AN/190 все они являются воздушными беспилотными судами, и требование получения Сертификата (заключения) о лётной годности для них является обязательным. [2] Получить его можно после экспертизы. При положительном исходе, выдаётся заключение о лётной годности БАК на испытательные демонстрационные полёты в разрешённой области режимов полёта с учётом наложенных ограничений.

Анализ же воздушного законодательства РФ свидетельствует о практически полном отсутствии нормативной базы, регулирующей вопросы контроля безопасности полётов БЛА. Недоработка в этой области является большим препятствием для развития коммерческого использования БЛА, поскольку не может быть в правовом плане оформлен такой вид предоставления услуг. Также не ясно, что делать в случае возникновения спорных вопросов и чрезвычайных случаев, поскольку практики такой в нашей стране просто нет.

Не смотря на эти сложности, уже сейчас возможно применение подобного оборудования: чрезвычайные ситуации (поиск людей, катаклизмы и т.д.), мониторинг (АЭС, ЛЭП, нефтегазопроводы, инфраструктура, водные ресурсы и т.д.), наука (исследование в Арктике, НИОКР и т.д.), аэрофотосъёмка (геодезические, картографические работы, авиаучёт), безопасность (государственной границы, объектов, людей). Данное перечисление не является чем-то гипотетическим. Например, 27 февраля 2015 года на заседании областной Самарской противопоаводковой комиссии было принято решение о поставке БЛА марки ZALA. Аппараты, которые могут обследовать территории в радиусе до 25 км должны будут помочь области благополучно пережить весенний паводок. Так же, компания ОАО «Томскнефть» использует БЛА для инспекции трубопроводов, что значительно снижает затраты обход и транспортировку бригады специалистов. Таких примеров можно привести массу. Все эти они вселяют надежду в светлое будущее развития «беспилотников» и показывают, как они постепенно вливаются в нашу жизнь.

Развитие беспилотных авиационных аппаратов является важной задачей для нашей страны, так как эта область приборостроения позволяет решать большой спектр задач. Данное направление является перспективным. Поскольку в России уже существует база для дальнейшего усовершенствования технологий (НИИ, компании-производители), развитию БЛА не должно быть препятствий. Будем надеяться, что решаться вопросы с развитием правовой законодательной базы, позволяющей задействовать БЛА в различных сферах деятельности. Устранив эти сложности, у России есть все шансы стать лидирующей страной в этом направлении.

Список литературы:

1. Деришев Д.С., Деришев С.Г. Беспилотные авиационные комплексы для геофизических исследований и мониторинга земной поверхности. «Интерэкспо гео-сибирь», №1, том 4, 2010 г.
2. Алешин Б. С., Суханов В. Л., Шнырёв А. Г., Шibaев В. М., Состояние дел и перспективы развитие комплексов с беспилотными летательными аппаратами в России. «Межотраслевой альманах», №3 (46), 2014 г.
3. Слюсар В., Радиолинии связи с БПЛА. Примеры реализации. «Электроника: Наука, Технология, Бизнес», №5, 2010 г.
4. Патент РФ № 2015067 «Малогабаритная мобильная авиационная система». Колпакчиев И. Н. Заявлено: 04.06.1992; Опубликовано: 30.06.1994.

5. Патент РФ № 2485018 «Беспилотный комбинированный летательный аппарат». Куканков С. Н., Федорищев О. Н., Скрипка М. Д., Куканков С. С. Заявлено: 11.03.2011; Опубликовано: 20.06.2013.

6. Беспилотные летательные аппараты. [Электронный ресурс]. – Режим допуска: <http://bp-la.ru/>, свободный

7. ZALA AERO GROUP. [Электронный ресурс]. – Режим допуска: <http://zala.aero/>, свободный.

Диагностика процесса обработки концевыми фрезами, на фрезерных станках с числовым программным управлением

Заец С.С., Мороз А. В.

Научный руководитель: Максимчук И.В., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056 Украина, Киев, пр. Победы, 37

E-mail: zss_vp@bigmir.net

Надежность любых технических средств, а тем более средств, работающих в автоматизированном или автоматическом режиме, является одним из основных свойств, по которому оценивается целесообразность применения этих средств в производстве. Надежность (по ГОСТ 27.002-83) - свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортирования. Надежность состоит из сочетания свойств: безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости. Для количественной характеристики надежности технологического оборудования в настоящее время принято использовать среднюю наработку на отказ (характеризует безотказность) – отношение продолжительности работы восстанавливаемого оборудования к математическому ожиданию числа отказов в течение этой наработки, и коэффициент технического использования (комплексный показатель, характеризующий все свойства надежности)- отношение математического ожидания интервалов времени пребывания в работоспособном состоянии за некоторый период эксплуатации к сумме математических ожиданий интервалов времени, пребывания в работоспособном состоянии, простоев, обусловленных техническим обслуживанием, и ремонтов за тот же период эксплуатации [1].

Для фрезерных станков с числовым программным управлением в условиях современного производства является важным диагностирование текущего состояния режущего инструмента и прогнозирование выхода его из строя, поскольку он является наиболее слабым элементом технологической системы, а его поломка как правило приводит к потере качества изготавливаемой детали. Использование систем диагностики на производстве позволяет: увеличить производительность и снизить себестоимость обработки, за счет повышения надежности обработки, своевременной сменой некондиционного инструмента, сокращения брака изделий, расхода инструмента, повысить надежность работы фрезерных станков, за счет своевременной замены предельно изношенного или поломанного инструмента, предохранить механизмы и узлы станка от поломок и преждевременной потери точности.

Во избежание возникновения отказов и для повышения качества изготовления деталей предлагается разработка системы прогнозирования состояния процесса механической обработки, которая за счет диагностирования процесса обработки концевыми фрезами корпусных деталей, в реальном времени, отслеживает техническое состояние механической обработки деталей, на фрезерных станках, по результатам которой и делается прогнозирования вероятности отказа инструмента.

Процесс фрезерования на станке с числовым программным управлением, является сложным объектом, с большим количеством взаимосвязей и широкой номенклатурой выходных параметров, работающих в различных условиях эксплуатации и при различных режимах.

При диагностировании процесса фрезерования концевыми фрезами возникает ряд дополнительных задач. Во-первых, необходимо установить номенклатуру основных диагностических сигналов $S_1, S_2, \dots S_R$ с тем, чтобы они, характеризовали состояние технологической системы во время процесса обработки. Во-вторых, по набору этих данных необходимо сделать вывод о техническом состоянии системы и необходимость усовершенствования её, или о времени в котором данная технологическая система может сохранять свою работоспособность по параметрам точности. В-третьих, необходимо разработать систему технической диагностики, которая включает технические средства, а также алгоритмы диагностирования и выбор метода диагностики (функциональная или тестовая).

Данные вопросы, решают, как правило, основные положения технической диагностики, теория надежности с использованием моделей отказов.

При разработке системы и методов диагностирования сложного объекта основываются на аналитических или графоаналитических представлениях основных свойств изделия, в виде так называемых диагностических моделей. Они могут быть представлены в векторной форме, в виде систем дифференциальных уравнений или передаточных функций, связывающих входные и выходные параметры. Для диагностической модели с выходной параметр x можно принять значения показателей качества изделия - вектора, составляющей которого является параметры станка $x_1, x_2, \dots x_r$, а за выходной параметр диагностический сигнал S . Исходным параметром может быть также тот комплекс воздействия, соответствующий данному режиму работы процесса обработки, а именно фрезерования концевыми фрезами при $n - m$ циклах его испытаний.

Разработка системы диагностики процесса обработки концевыми фрезами на фрезерных станках с числовым программным управлением может осуществляться двумя основными методами или их комбинациями.

Первый метод диагностирования заключается в получении большого количества сигналов, характеризующих работу отдельных узлов и элементов процесса обработки, на основе которых делается вывод о его состоянии. Показатели этих сигналов должны быть обработаны по специальной программе с тем, чтобы определить влияние характеристик элементов процесса обработки на его выходные параметры, а именно определить оператор A . полученные данные, позволят применять целое направлено действия по улучшению выходных параметров процесса обработки.

Второй метод диагностирования заключается в применении процедур, которые позволяют судить о состоянии процесса обработки по параметрам какого-либо динамического процесса, связанного с функционированием механизмов и отражает состояние инструмента. Такой процесс можно разложить на составляющие и получить необходимую информацию о работоспособности инструмента по разным составляющим. При этом в принципе можно использовать всего один преобразователь или, во всяком случае ограниченное число диагностических сигналов. Примером такого подхода может служить методы акустической диагностики механических систем.

Системы диагностирования могут быть автономными или составной системой автоматического управления точностью. Такие системы могут диагностировать: 1) износ режущего инструмента; 2) состояние процесса резания; 3) точечные отказы; 4) функциональные отказы.

Техническая диагностика (ТД) – это метрологический процесс определения технического и качественного состояния диагностирующего объекта путем мониторинга за счет получения из него необходимой информативности анализа, определяет появление симптома дефекта и оценку надежности дальнейшей работы объекта.

Под мониторингом понимают процедуру постоянного периодического контроля за счет изменения величины ранее выбранного выходного параметра работы объекта, который называется диагностическим признаком.

По диагностическому признаку принимается выходной параметр работы объекта и выбирается такая характеристика его работы, которая напрямую указывает уровень качества и технического состояния диагностирующего объекта.

Существует множество методов контроля процесса фрезерования на фрезерных станках с числовым программным управлением.

Для проведения данного процесса диагностики был выбран метод акустической эмиссии (АЭ).

Метод акустической эмиссии это анализ высокочастотных волн напряжения (полоса частот от 100 кГц до 2000 кГц) используют для диагностики износа инструмента, обрабатываемости материала, оптимизации скорости резания и геометрии режущего инструмента.

Сигнал АЭ несет в себе две составляющие: стационарную, и не стационарную. В стационарной составляющей сигнала заключена информация об износе инструмента и о получении в процессе резки шероховатости обработанной поверхности Ra. Главная трудность для анализа представляет нестационарная составляющая, в которой сосредоточено не периодические сигналы, возникающие в результате возможных микро сколов режущей кромки и случайных процессов образования стружки - ударов стружки об обрабатываемую деталь и инструмент, а также срывов наростов на фрезе.

Источниками сигналов АЭ при фрезеровании есть три зоны. Сигнал из области сдвига содержит информацию о пластической и (в уменьшенном степени) упругой деформации сдвига и разрушения на поверхности сдвига. А именно сигнал от двух поверхностей делятся: фреза - стружка и фреза - обрабатываемая деталь несут информацию о контактном взаимодействии, в том числе о трения на этих поверхностях.

Процесс механической обработки, как объект контроля, разделяется на ряд функционально не связанных между собой блоков или блоков, функциональными связями которых с достаточной для практики точностью можно пренебречь, тогда является эффективным применение матричного принципа представления пространственного состояния [2].

Матричный метод распознавания в большинстве случаев применяется для диагностирования таких процессов, и объектов контроля, работоспособность которых с необходимой точностью может быть определена функцией изменение одного из наиболее информативных параметров во времени, или объектов, для оценки, работоспособности которых необходимо параллельное съема информации по нескольким параметрам в строго фиксированный момент времени. В данном случае состояние процесса механической обработки описывается системой матриц с числом строк n_1 , равным соответственно числу уровней квантования значений амплитуды аналогового сигнала, снимаемого с одного датчика системы диагностирования, или числу одновременно фиксированных параметров. Соответственно число столбцов n_2 таких матриц принимается равным числу точек квантования аналогового сигнала по времени или числу фиксированных моментов времени параллельного съема информации с нескольких датчиков диагностирования процесса механической обработки.

Соответственно за n принимается суммарное число классов состояний, подлежащих распознаванию, один из которых характерно для работоспособного состояния процесса, а все остальные для процесса, потерял работоспособность из-за возникновения в нем определенного вида неисправностей, то в общем случае процесс распознавания соответствующего состояния процесса механической обработки будут представлены в виде сравнения фактических результатов функции по каждой из ее эталонных реализаций и процесса нахождения значения функции.

Проводя диагностирования механического процесса обработки концевыми фрезами на фрезерных станках с ЧПУ, в реальном времени, и проводя процесс распознавания сигнала с эталонным значением, получаем четкую картину состояния протекания процесса, при изменении показателей, которого можем говорить о приближении к перед аварийного или аварийного состояний.

Список литературы:

1. Армарего И.Дж.А., Браун Р.Х. Обработка металлов резанием. Пер. с англ. В.А.Пастунова. М.: Машиностроение, 1977.-325с
2. Трахтман В. Ю. Матричный метод опознавания образов и некоторые вопросы построения эталонов – В кн.: «Самообучающиеся автоматические системы». М., «Наука», 1966, с. 53-59.

Стенд для испытания системы ориентации малого космического аппарата формата CubeSat

Коломейцев А.А.

Научный руководитель: Дмитриев В.С., д.т.н., профессор кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Kenobi1993@mail.ru

Студенческий малый космический аппарат (МКА), проектирование которого идет в Национальном исследовательском Томском политехническом университете, предназначен для повышения качества образования по направлению "Приборостроение", привлечения талантливой, активной, заинтересованной в научно-исследовательской деятельности молодежи к космической тематике.

Запланировано и проведение экспериментов в космическом пространстве. Объектами проведения исследований (целевой нагрузкой) будут одна из модификаций электромеханического исполнительного органа системы ориентации, а также перспективный тип исполнительного органа на основе лазерно-плазменного двигателя.

Выбор вариантов полезной нагрузки определили следующие обстоятельства. В связи с активным развитием направления по созданию малых космических аппаратов большое значение приобретает миниатюризация систем этих аппаратов. Во всем мире интенсивно идут работы по созданию перспективных исполнительных органов систем ориентации на различных физических принципах: электромеханические, плазменные, ионные и т.п.

Система ориентации предназначена для демпфирования угловых скоростей в момент отделения спутника от ракетносителя и управления угловой ориентацией спутника по заданным алгоритмам (4 режима – 0, 1, 2, 3):

- 0 – успокоение космического аппарата после отделения от ракетносителя;
- 1 – установление аппарата по линии визирования;
- 2 – установление аппарата по вертикали места;
- 3 – восстановление ориентации аппарата после нештатной ситуации. [1]

Для проверки качества и надежности работы системы ориентации и полезной нагрузки была разработана контрольно-испытательная аппаратура.

Субъектом испытаний является космический аппарат как совокупность систем и блоков управления этими системами. Объектом испытания является качество и надежность работы системы ориентации и стабилизации по 1-ой оси в условиях, приближенных к реальным. В качестве критерия оценки работы систем будет точность определения текущего положения и скорость стабилизации (успокоения) космического аппарата.

Для повышения качества испытания будет разработан документ «Программа и методика испытания», содержащий следующие разделы:

- объект испытаний;
- цель испытаний;
- требования к программе;
- требования к программной документации;
- состав и порядок испытаний;
- методы испытаний [2].

Для того чтобы приблизить условия эксперимента к реальным, для проведения эксперимента будет изготовлен подвес (рисунок 1), который обеспечит одну степень свободы для космического аппарата.

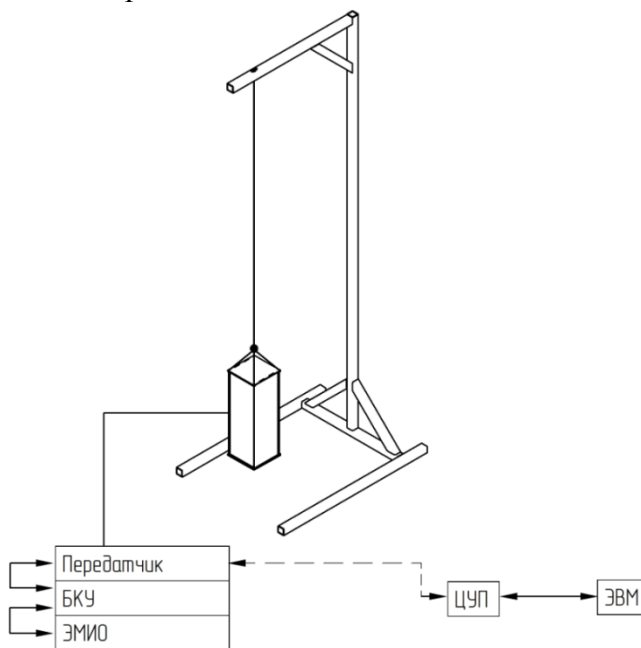


Рисунок 1 - Изображение подвеса с установленным на нем МКА

Подвес будет помещен в термовакуумную камеру. МКА через бортовой передатчик будет связываться с Центром управления полетом (ЦУП), куда будет отправлять информацию о состоянии бортовых систем и текущих параметрах движения. С ЦУПа в свою очередь будет подаваться команды на выполнение тех или иных задач.

Принцип эксперимента следующий. Подвес имитирует отсутствие моментов по вертикальной оси в начальный момент времени. Аппарат подвешен на длинной нерастяжимой нити. В начале эксперимента аппарату задается произвольная угловая скорость по вертикальной оси. Датчики угловой скорости, измеряя скорость вращения МКА, передают данные на блок контроля и управления (БКУ). БКУ переводит МКА в режим демпфирования. После успокоения колебаний система стабилизации аппарата переходит в ждущий режим. Предусматривается возможность изменения положения МКА на заданный угол оператором ЦУПа. В этом случае с ЦУПа сигнал поступает на передатчик МКА и обрабатывается БКУ. БКУ, используя данные о текущем и заданном положении, активирует ЭМИО и управляет им до тех пор, пока аппарат не установится на требуемый угол. После этого системы управления ориентацией и стабилизацией аппарата снова уходят в спящий режим.

На основе показаний приборов, анализе работы бортовых систем и визуальных наблюдений будет составлено заключение об эффективности работы систем МКА.

Список литературы:

1. Костюченко Т.Г., Коломейцев А.А. [электронный ресурс]: Виртуальное конструкторское бюро ТПУ, Структура МКА – электрон. текстовые дан., Томск: 2015 г. – Режим доступа: <http://vdb.tpu.ru/mka/struktura.html>.
2. ГОСТ 19.301-79 Программа и методика испытаний. Требования к содержанию и оформлению – 1979 г., - 2 с.

Сверхминиатюрные вихретоковые преобразователи для задач неразрушающего контроля

Маликов В.Н., Дмитриев С.Ф., Абдикенова А.Д., Филимонова А.Ю., Эккердт К.Ю.

Научный руководитель: Дмитриев С.Ф., к.т.н.

Алтайский государственный университет, г. Барнаул, пр. Ленина, 61

E-mail: Osys11@gmail.com

Разработанный ВТП позволяет эффективно исследовать переходы металл-диэлектрик в миниатюрных слоистых металлополимерных композитных объектах. Подобные композиты могут содержать несколько металлических слоев, разделенных тонкими полимерными диэлектрическими прослойками. К типичным дефектам таких материалов относятся, например, нарушения сплошности слоев, образование перемычек между слоями. Для исследования слоистых структур металл-диэлектрик-металл использовался прибор

ИЭНМ-5ФА (измеритель электропроводности неферромагнитных материалов), разработанный ранее, а для снятия амплитудно-частотной характеристики применялся специальным образом модифицированный фурье-анализатор. Для демонстрации работоспособности предлагаемого метода использовалась структура, представляющая собой чередование алюминиевой фольги толщиной 100 мкм, и бумаги, также имеющей толщину в 100 мкм. В качестве модельного дефекта, между слоями помещался полый параллелепипед, с толщиной стенок 300 мкм.

На рис. 1 представлена спектральная картина, наблюдающаяся при перемещении датчика над слоистой средой, внутри которой находится дефект.

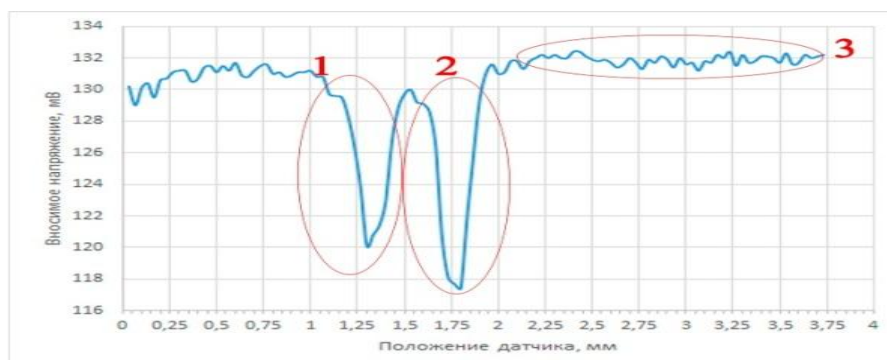


Рисунок 1 - Спектральная картина, возникающая при перемещении датчика вдоль слоистой среды с дефектом, 1, 2 – стенки параллелепипеда, 3 – бездефектная часть образца

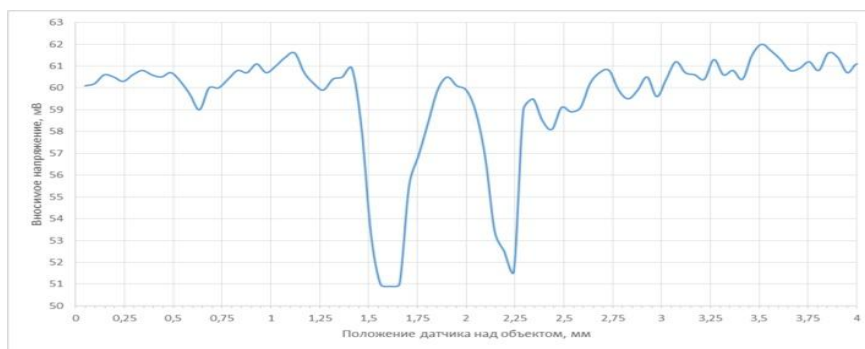


Рисунок 2 - Спектральная картина, возникающая при перемещении датчика вдоль слоистой среды с дефектом, частота преобразователя - 6000 Гц

Уровень сигнала с измерительной обмотки характеризует значения электропроводности на исследуемом участке. Для основной рабочей частоты в 1000 Гц, уровень вносимого в измерительную обмотку напряжения составлял (130 ± 2) мВ. Области 1 и области 2 на графике, в которых происходит падение уровня напряжения до 115 мВ, соответствуют стенкам параллелепипеда. Данное изменение амплитуды сигнала составляет 11 процентов от уровня сигнала, соответствующего бездефектной области образца. При этом, колебания амплитуды сигнала на бездефектном участке не превышают 4 мВ, что составляет 3 процента от уровня сигнала, соответствующего бездефектной области образца.

В случае уменьшения частоты поле вихревых токов более глубоко проникает в исследуемый объект. При этом влияние модельного дефекта практически не прослеживается. При частоте работы, равной 6000 Гц (рис. 2) модельный дефект по-прежнему хорошо заметен, однако колебания амплитуды на бездефектном участке образца уже превышают 7 процентов от уровня сигнала, соответствующего бездефектной части образца. При исследовании объекта контроля с неизвестными дефектами, подобные изменения амплитуды могут ошибочно интерпретироваться в качестве дефектов. На частоте зондирования, равной 500 Гц (рис. 3), колебания амплитуды на бездефектном участке незначительны. Однако изменение амплитуды в зоне самого дефекта не превышает 3 процентов от уровня сигнала, соответствующего бездефектной части образца. При лабораторных и производственных измерениях подобное колебание амплитуды может быть вызвано внешними воздействиями, не обусловленными наличием дефектов.

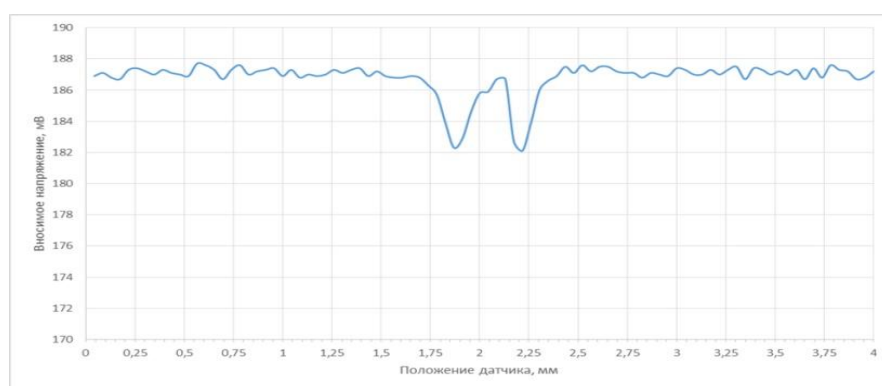


Рисунок 3 - Спектральная картина, возникающая при перемещении датчика вдоль слоистой среды с дефектом, частота преобразователя - 500 Гц

При выходе рабочей частоты прибора за указанные пределы результаты измерений будут искажены колебаниями амплитуды, вызванными микротрещинами на поверхности

образца или уменьшением локализации поля внутри слоистой структуры. Изменения амплитуды, вызванные микротрещинами на поверхности образца, значительно выше, чем изменения амплитуды, вызываемые непосредственно дефектом.

Дефект находился на расстоянии в 600 мкм от датчика в глубине слоистой структуры. Вплоть до глубины расположения дефекта, равной 1400 мкм, прослеживалась явная зависимость отклика преобразователя от положения преобразователя над дефектом. После калибровки фурье-анализатора по типичным дефектам можно использовать прибор ИЭНМ-5ФА для диагностики композитных многослойных материалов толщиной от 1 до 1400 мкм.

Список литературы:

1. Дмитриев С.Ф., Ишков А.В., Маликов В.Н., Сагалаков А.М. Виртуализированный измеритель-трансформер. Датчики и системы. 2013. № 3 (166). С. 22-26.
2. Дмитриев С.Ф. Маликов В.Н. Ишков А.В. Сверхминиатюрные вихретоковые преобразователи для задач неразрушающего контроля неферромагнитных материалов// Известия ВУЗов. Физика. - 2012. - № 9/2.
3. Дмитриев С.Ф., Ляшенко Д.Н., Ишков А.В., Новоженев А.В. Особенности реализации аппаратной части виртуализированных измерительных приборов в методе вихревых токов//Ползуновский вестник. 2010. № 2.
4. Поляков В.В., Дмитриев С.Ф., Ишков А.В., Руденский Г.Е., Колубаев Е.А., Маликов В.Н. О дефектоскопии многослойных металлополимерных слоистых композитов системы $al-(пэнд-al)x-al$ методом вихревых токов /Ползуновский вестник. 2013. № 2.
5. Dmitriev S.F., Ishkov A.V., Malikov V.N., Sagalakov A.M. Subminiature Eddy Current Transducers for Studying Metal-Dielectric Junctions. Instruments and experimental techniques. 2014. Vol. 57. No.6. Pp. 751-754.
6. Polyakov V.V., Dmitriev S.F., Ishkov A.V., Kolubaev E.A., Malikov V.N. Non-desructive testing of aluminium alloys by using miniature eddy-current flaw transducers. Advanced Materials Research. 2014. Vol. 880. Pp. 105-108.

Использование сверхминиатюрных вихретоковых преобразователей для тестирования сплавов алюминий-магний

Маликов В.Н., Дмитриев С.Ф., Абдикенова А.Д., Сычева А.Е., Эккердт К.Ю.

Научный руководитель: Дмитриев С.Ф., к.т.н.

Алтайский государственный университет, г. Барнаул, пр. Ленина, 61

E-mail: Osys11@gmail.com

Разработанный метод измерений позволяет, с помощью виртуализированного вихретокового измерителя электропроводности исследовать дефекты и неоднородности алюминий-магниевого сплава. Данный сплав является основным конструкционным материалом в авиации и космонавтике, а также в других сферах с высокими требованиями к весовой отдаче. Сплав широко применяется в авиастроении, при производстве скоростных поездов (например, поездов Синкансэн) и во многих других отраслях машиностроения (так как отличается существенно большей твердостью, чем чистый алюминий). Дефекты в данном сплаве могут возникать как на стадии литья, так и на стадии последующего создания деталей, например, в результате некачественной сварки.

Для тестирования модельных объектов из сплава алюминий-магний, использовался вихретоковый преобразователь (ВТП), подключаемый к персональному компьютеру (ПК) посредством звуковой платы. Вихретоковый преобразователь, в данном случае, служит для преобразования значения электропроводности исследуемого материала в электрический сигнал. Измеряя распределение электропроводности по объемной доле исследуемого материала, можно сделать вывод о наличии дефектов. Сканирование производилось с

помощью трансформаторного вихретокового преобразователя накладного типа, напряженность поля возбуждающей обмотки - 800 а/м. Измеряемая характеристика – вносимое напряжение, индуцируемое полем вихревых токов, возникающих в объекте контроля. После этого датчик проводился над сканируемой дефектной областью. При этом производилось варьирование частоты в диапазоне 100-1000 Гц с шагом в 100 Гц. Определялась частота, дающая наибольшее отклонение вносимого напряжения от значения напряжения, полученного на бездефектном участке образца. Соответствующее этой частоте значение напряжения рассматривалось как параметр, по поведению которого судили о наличии дефекта. Само сканирование осуществлялось путем движения датчика поперек сварного шва или поперек области дефектов.

Измерительная обмотка датчика имела диаметр 0,5 мм, размер области сканирования на поверхности образца составлял 0,1 мм, время одного измерения при одной частоте составляло 0,1 сек. Первый образец: пластина толщиной в 5 мм с технологическими дефектами в области сварного шва (области сканирования обозначены цифрами 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 и представлены на рисунке (фото)).

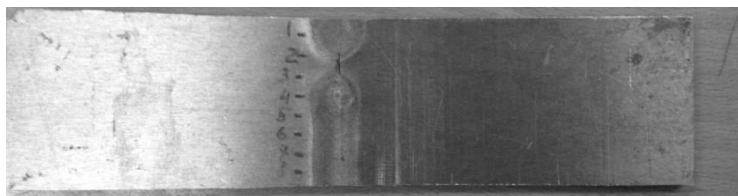


Рисунок 1- Фотография поверхности образца с размеченными зонами сканирования

В области 1, внутри сварного шва образца, располагалась полость, которую удалось зафиксировать с использованием частоты магнитного поля в 700 Гц (рис. 2). Границам сварного шва соответствует падение вносимого напряжения. Данная полость определяет дефектную область сварного шва.

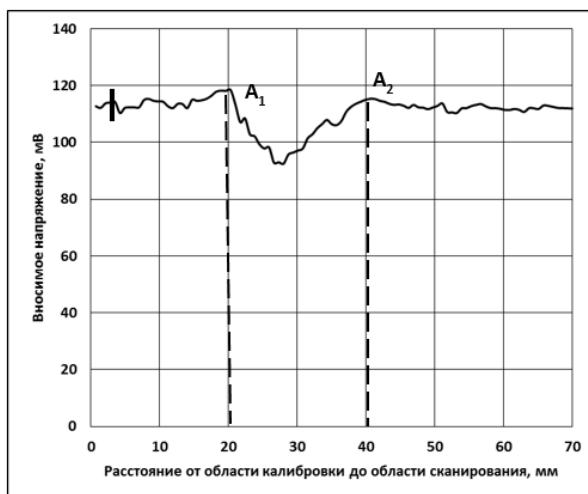


Рисунок 2 - Результаты измерений для сварного шва с дефектами, область 1 (A1-A2 – границы шва, штрих на графике - максимальная статистическая погрешность)

Второй образец: пластина толщиной в 5 мм с профрезированными дорожками с глубиной залегания 1, 3, 4 мм, шириной 1,5 мм, ширина надрезов составляла 1,1 мм.

Сканирование проводилось по бездефектной стороне пластины, то есть надрезы моделировали внутренние (подповерхностные) дефекты согласно рис. 3 (а).

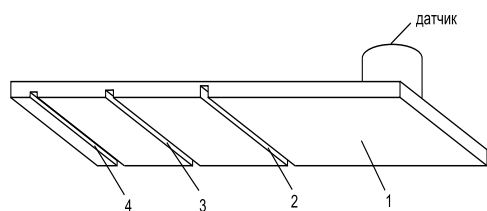


Рисунок 3 (а) - Схема контроля.
1 – бездефектная область.
2, 3, 4 – подповерхностные дефекты (надрезы) с различной глубиной залегания.

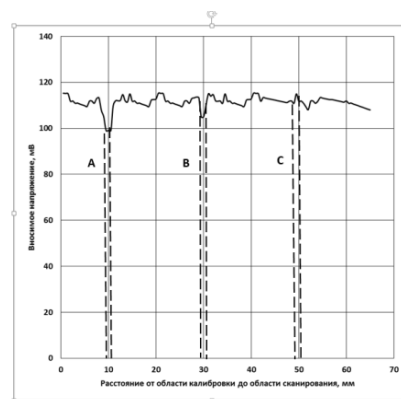


Рисунок 3(б) - Результаты измерений для тестового образца алюминиевого сплава, глубина залегания дефекта 1, 3, 4 мм. А, В, С – границы надрезов

На рис. 3(б) представлен график изменения вносимого напряжения от дефектов. Величина изменения вносимого напряжения в области дефекта, расположенного на глубине 1 мм, по сравнению с бездефектной частью, составляла 15 мВ. Изменение вносимого напряжения, вызываемого дефектом, расположенным на глубине 2 мм, по сравнению с бездефектной частью, составляла 8 мВ. Зафиксировать дефект, расположенный на глубине 4 мм, к сожалению, не удалось.

Список литературы:

1. Дмитриев С.Ф., Ишков А.В., Маликов В.Н., Сагалаков А.М. Виртуализированный измеритель-трансформер. Датчики и системы. 2013. № 3 (166). С. 22-26.
2. Дмитриев С.Ф. Маликов. В.Н. Ишков А.В. Сверхминиатюрные вихретоковые преобразователи для задач неразрушающего контроля неферромагнитных материалов// Известия ВУЗов. Физика. - 2012. - № 9/2.
3. Дмитриев С.Ф., Лященко Д.Н., Ишков А.В., Новоженев А.В. Особенности реализации аппаратной части виртуализированных измерительных приборов в методе вихревых токов//Ползуновский вестник. 2010. № 2.
4. Поляков В.В., Дмитриев С.Ф., Ишков А.В., Руденский Г.Е., Колубаев Е.А., Маликов В.Н. О дефектоскопии многослойных металлополимерных слоистых композитов системы al-(пэнд-al)x-al методом вихревых токов//Ползуновский вестник. 2013. № 2.
5. Dmitriev S.F., Ishkov A.V., Malikov V.N., Sagalakov A.M. Subminiature Eddy Current Transducers for Studying Metal-Dielectric Junctions. Instruments and experimental techniques. 2014. Vol. 57. No.6. Pp. 751-754.
6. Polyakov V.V., Dmitriev S.F., Ishkov A.V., Kolubaev E.A., Malikov V.N. Non-desructive testing of aluminium alloys by using miniature eddy-current flaw transducers. Advanced Materials Research. 2014. Vol. 880. Pp. 105-108.

О надежности межплатных соединений для сверхмалых космических аппаратов

Малыгин Д.В., Хюнгзберг П.Г., Петров А.В.

Лаборатория проектирования СМКА «Астрономикон»

Санкт-Петербургский Радиотехнический колледж

Дворец учащийся молодежи Санкт-Петербурга

190005, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Почтамтская, д. 9, а/я 218

E-mail: Malygin.DV@astronomikon.ru

В работе рассмотрена разработка алгоритма и методики проведения системного анализа пико- и наноспутников, в частности построение исходной базы данных для расчёта надёжности межплатных соединений COTS.

Актуальное состояние дел по части проектирования пико- и наноспутников по части межплатных соединителей и креплений заключается в отсутствие единой целенаправленной и дисциплинирующей работу конструктора, технолога и испытателя информационно-системной технологии оценки анализа, и обеспечения надёжности функционирования сверхмалых космических аппаратов (СМКА) [1] его подсистем и элементов в процессе создания наноспутника и соответствующей исходной базы данных для расчёта надёжности, что не позволяет достигнуть гарантированно требуемой надёжности, в отличие от многих зарубежных технологий.

Таким образом цель работы: разработка алгоритма и методики проведения системного анализа СМКА [2], в частности построение исходной базы данных для расчёта надёжности межплатных соединений COTS. Построение исходной базы данных для расчёта надёжности. Разработка методик оценки надёжности в процессе проектирования наноспутника и при отработке на надёжность [3].

При этом научная новизна заключается в следующем [4]:

- Предлагается структурно-функциональная модель надёжности (СФМН), отражающая обобщённый ПН через структурную и функциональную декомпозицию СМКА, причины и характер отказов, рациональную номенклатуру выходных параметров, модель работоспособности, структуру и вид исходной информации о надёжности подсистем, а также наработки подсистем, режимы их работы, СТО и ремонта, правила и условия эксплуатации.

- Предлагается информационно-системная технология обеспечения заданной надёжности СМКА на базе привлечения динамической теории информации и информационной теории управления к процессу проектирования комплекса, посредством введения допустимых границ для ПН и аддитивной меры неорганизованности функционирования исследуемой системы проектирования, характеризующей величину ущерба от рассогласования расчетных ПН с требуемыми на каждом этапе проектирования.

- Разрабатывается технология формализации процесса проектирования СМКА в виде динамической информационной системы проектирования, подсистемы и элементы которой, как операторы иерархической структуры, преобразуют входные информационные потоки и внешние информационные воздействия в выходную информацию, и преобразователи, корректирующие достоверность данных, вырабатываемых этими операторами. Центральным звеном информационного процесса проектирования принята информационно динамическая модель надёжности, позволяющая конкретно и однозначно определять причинно-следственные информационные связи и отношение адекватности в цепи: этап разработки-ПН-метод-алгоритм-исходные данные и установить меру соответствия и информационного согласования, в том числе количественного, элементов данной цепи.

- Предлагается структура системного анализа информационных средств оценки надёжности разрабатываемого типа СМКА. Разрабатывается методическая функция ИДМН, обеспечивающая практическую формализацию оценки и обеспечение надёжности комплекса через конкретизацию основных понятий и терминов теории надёжности.

В заключение исследования ожидаемый конечный результат работы:

➤ Типовая технология проведения системного анализа КА и его подсистем как объектов надежности, включающая обоснование показателей надежности, алгоритм выбора выходных параметров, методику определения предельных значений по выходным параметрам, а также установление режимов работы внешних, внутренних факторов и условий эксплуатации.

➤ Структурно-функциональная модель надежности КА. Технология выбора информационных средств оценки надежности КА.

Список литературы:

1. Малыгин Д.В. Универсальная платформа «Синергия» блочно-модульного исполнения // XV Международная научная конференция «Решетневские чтения» С. 377-378.
2. Малыгин Д.В. Универсальная платформа сверхмалого космического аппарата // Материалы V всероссийского форума студентов, аспирантов и молодых ученых. С. 38-40.
3. Гладкий В.Ф. Прочность, вибрация и надёжность конструкции летательного аппарата. М.: -Наука, 1975. - 454 с.
4. Dauphin J. Vacuum effects on materials in space. Ingeniur, 1968, v.80, №49, p. 196-207.

Тепловизионный контроль панелей солнечных батарей и тепловых труб

Ногов Д.Н.

Научный руководитель: Соколова С.П., начальник лаборатории

ОАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королева», 141070, Россия, г. Королев, ул. Ленина, 4а

E-mail: nogovdnik@mail.ru

В настоящее время в производстве космических аппаратов КА широко применяется тепловизионный контроль. С помощью данного метода контролируются панели солнечных батарей, корпусные панели и некоторые другие детали на стадии изготовления.

Целью доклада является рассмотрение принципов и особенностей тепловизионного контроля солнечных батарей и корпусных панелей.

Тепловой метод неразрушающего контроля заключается в изучении неоднородностей тепловых потоков объекта контроля, вызванных внутренними дефектами. Тепловые методы неразрушающего контроля делятся на активные и пассивные. При пассивном методе контроля ограничиваются только измерением тепловых потоков от объекта контроля, при активном тепловом контроле к объекту контроля подводится тепло от внешнего источника [1].

На рис. 1 представлена схема активного метода контроля, с помощью источника нагрева (лампы) (поз.№2) нагревается поверхность контролируемого объекта (поз.№3), объект контроля излучает тепловую энергию, которую регистрирует тепловизор (поз. №1).

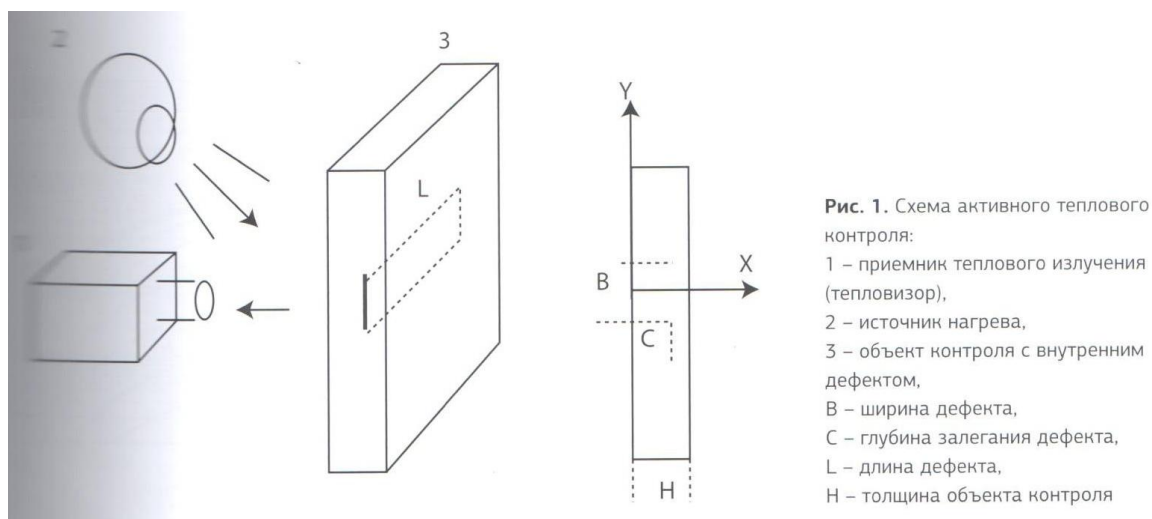


Рисунок 1 – Схема активного метода контроля

Температурные сигналы над типичными дефектами на стадии охлаждения изменяются медленнее, чем в бездефектных зонах из-за менее интенсивного отвода тепла вглубь изделия через дефект. Поэтому дефект на термограмме выглядит более ярко, чем бездефектная зона. Одним из важных параметров при выборе методики тепловых измерений является тепловой контраст. Это понятие связано с возможностью различать две зоны объекта характеризующиеся различными температурами или коэффициентами излучения, и определяет чувствительность метода [2].

Чувствительность метода зависит от отношения размера дефекта или неоднородности D к глубине L его залегания примерно как $(D/L)^2$, а также от теплопроводности материала изделия (обратно пропорциональная зависимость). Применяя тепловой метод, можно контролировать изделия, нагревающиеся (охлаждающиеся) во время работы.

После изготовления трехслойных панелей солнечных батарей проводится активный односторонний тепловой контроль на наличие непрочности между несущими обшивками из полимерных композиционных материалов и сотовыми заполнителями из алюминиевой фольги. В качестве внешнего источника тепла применяются оптические нагреватели (мощные лампы). При качественном анализе проводим оценку состояния объекта контроля по его температурным полям и выявления температурных аномалий в местах с непрочностью.

Выявляемые дефекты:

- расслоения и непрочности; возникновение коррозии под краской и между слоями;
- ослабление сцепления между слоями; наличие воды или масла в сотах;
- пористость; ударные повреждения (например, смятие сот); изменение толщины слоев и др.

На предприятии проводится тепловизионный контроль работоспособности тепловых труб в составе корпусных приборных панелей, а также в составе собранного КА до и после акустических испытаний. Контроль осуществляется тепловизионным комплексом ИРТИС-2000. Принцип работы ИРТИС-2000 основан на сканировании температурного излучения в поле зрения камеры оптико-механическим сканером с одноэлементным высокочувствительным ИК-приемником фотонного типа (InSb) и трансформации этого излучения в электрический сигнал аналого-цифровым преобразователем. ИК приемник охлаждается жидким азотом.

Список литературы:

1. Будадин О.Н., Вавилов В. П. Тепловой контроль. Учебное пособие, 2011. – С. 10-11.
2. Будадин О.Н, Потапов А.И. Тепловой неразрушающий контроль изделий , 2002. – №3. – С. 59-68.

Экспериментальное исследование эффективности энергоотдачи солнечных батарей «CUBESAT»

Прыгов А.Н., Зубенко А.А.

Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: pryg1992@mail.ru

Основной задачей исследования было, экспериментальное определение эффективности выработки энергии солнечными батареями [1] при различной ориентации корпуса «CubeSat» относительно источника светового излучения.

Для исследования был собран макет спутника (рис.1а). В качестве преобразователей световой энергии были использованы солнечные батареи Solar Panel Cell Solar: 80x85 мм; 6V; 0,8W.

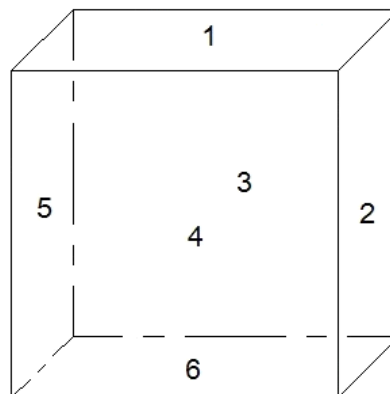
Макет спутника 1 (рис.1а) представляет собой куб с размером ребра 100 мм. Каждая панель солнечных батарей была пронумерована (рис.1б).

Макет спутника был установлен на специальном поворотном кронштейне (рис. 1а), который обеспечивает ему две вращательные степени свободы [2]. Во время проведения первого эксперимента ориентация макета относительно источника света изменялась только по зенитному углу, а во время второго эксперимента - одновременно как по зенитному так и по азимутальному углам.

В качестве источника освещения использовалась обычная люминесцентная лампа и уличный дневной свет. Расстояние от установки до лампы 65 см. Напряжение с каждой солнечной батареи измерялось поочередно с помощью мультиметра (Mastech my61).



а



б

Рисунок 1 - Макет «CubeSat» с панелями:

а - общий вид экспериментальной установки: 1 - макет спутника, 2 - кронштейн поворотный;
б - схема расположения солнечных панелей на макете спутника: 1 - верхняя грань; 2 - правая боковая; 3 – задняя грань; 4 - передняя грань; 5 - левая боковая; 6 - нижняя грань

Макет поворачивался по зениту и азимуту в пределах от 0 до 90 градусов с шагом 10 градусов. На рисунке 3 представлены графики зависимостей напряжения на выходе каждой из шести солнечных панелей от углового положения относительно источника света, снятие данных проходило при лампе дневного света. Расположение солнечных панелей на макете соответствует расположению на (рис.1а), при этом, расположение источник света расположен перпендикулярно верхней грани макета.

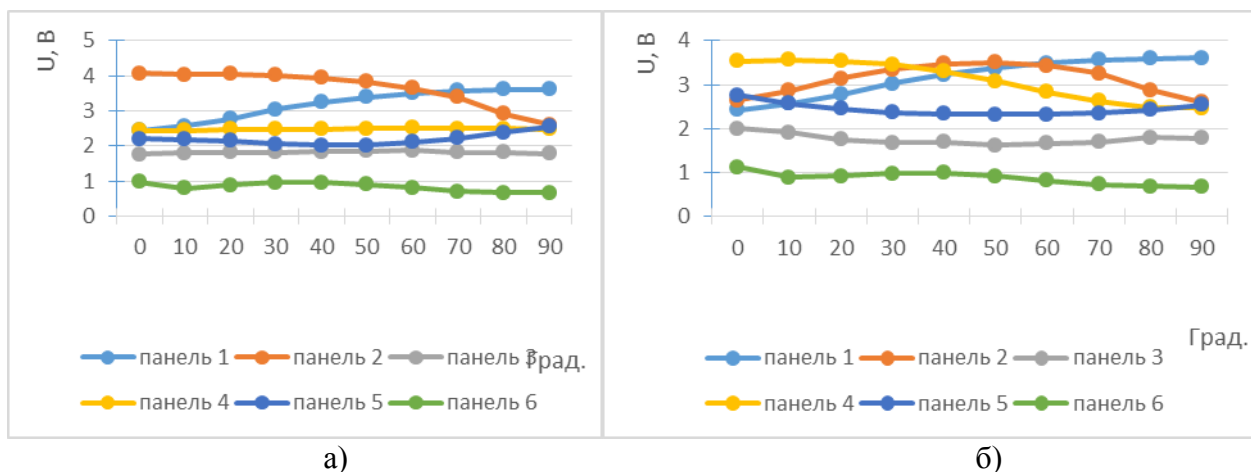


Рисунок 3 - Графики зависимости напряжения от угла при лампе дневного света: а) по зениту; б) по зениту и азимуту одновременно

Затем был произведен эксперимент по снятию напряжения с солнечных батарей, но уже под открытым небом при дневном освещении (рис. 4).

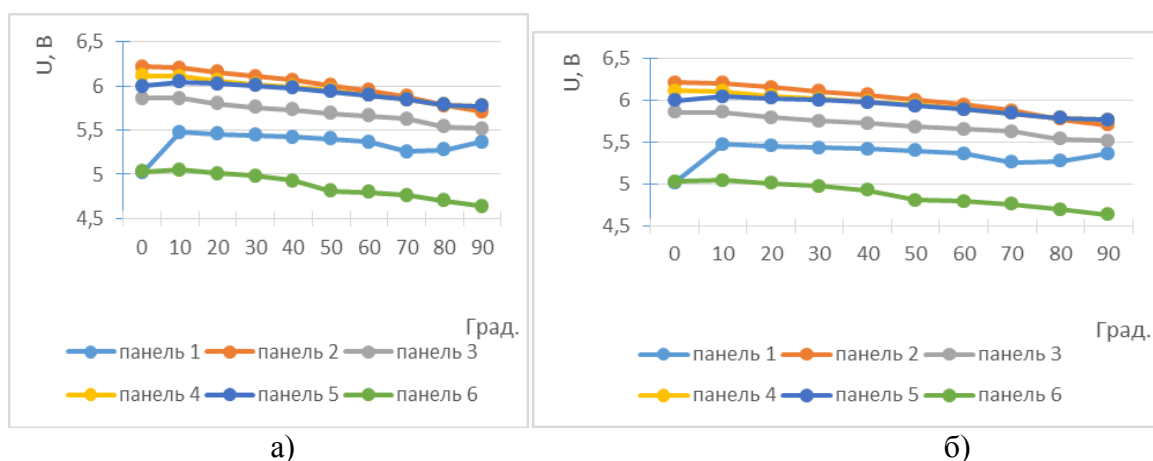


Рисунок 4 - Графики зависимости напряжения от ориентации панелей макета на Солнце при сплошной облачности: а) по зениту; б) по зениту и азимуту одновременно

Для оценки эффективности выработки энергии всеми панелями солнечных батарей CubeSat произведено суммирование напряжений (рис.5) с каждой панели соответствующего угловых положений, в обоих условиях проведения эксперимента при обычной люминесцентной лампе и при дневном свете соответственно. В эксперименте 3 и 4 были сняты данные при повороте макета по зениту и зениту азимуту соответственно в уличных условиях и их суммарная зависимость от угла показана графически (рис.5 б.)

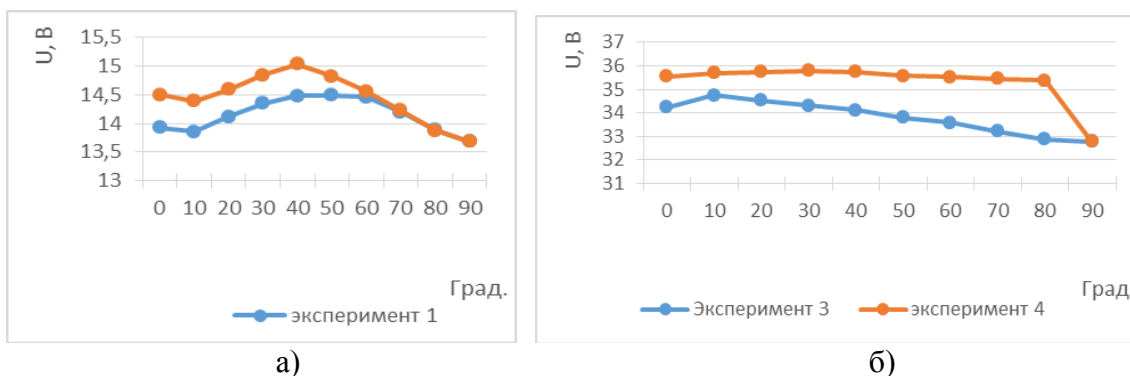


Рисунок 5 - График зависимости суммарных напряжений от угла:

а) источник света - лампа дневного света; б) источник света – Солнце при сплошной облачности

Из экспериментальных данных видно, что при перпендикулярном расположении одной из панелей солнечных батарей макета относительно источника света, эта солнечная батарея выдает наибольшее напряжение. Однако, суммарное напряжение со всех панелей при этом меньше чем, при повороте макета на определённый угол, так как в таком положении другие панели получают больше света.

При изменении только зенитного угла максимальная суммарная выработка энергии (рис.5, а) имеет место при угле 40-45 град. При проведении эксперимента в условиях сплошной облачности, свет рассеянный. При этом явно выраженного экстремума (рис.5, б) не наблюдается.

Список литературы:

1. Система энергоснабжения космического аппарата. [электронный ресурс] - Режим доступа: <http://ru.wikipedia.org>, свободный. – Загл. с экрана.
2. Эффективность использования солнечных батарей при различной ориентации малого космического аппарат формата «CUBESAT» Бояхчан А.А. [электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.scienceforum.ru/2015/854/12148>, свободный. – Загл. с экрана.

Оптимизация испытания на поиск резонансных частот прибора космического аппарата с использованием программного комплекса Ansys

Рузанов А.В., Фёдоров Р.А.

Научный руководитель: Костин А.В., начальник отдела

АО «РКЦ «Прогресс», Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18

E-mail: sun-track@mail.ru

В условиях повышенного государственного интереса к развитию космической отрасли, создания новых проектов и модернизации производства, актуальной задачей является повышение надёжности конструкций приборов космических аппаратов при минимальных затратах на их изготовление.

Надёжность конструкции подтверждается её испытаниями. Недостатки конструкции, обнаруженные на этапе испытаний, приводят к её доработке и повторению испытаний, что может дорого обходиться предприятию. К примеру, стоимость изготовления и испытания одного крупногабаритного прибора может достигать нескольких миллионов рублей.

Для оптимизации конструкции и подтверждения её надёжности до этапа изготовления в АО «РКЦ «Прогресс» используются системы конечно-элементного компьютерного моделирования, в частности, Ansys Mechanical.

Одним из видов испытаний является поиск резонансных частот конструкции с использованием вибростенда. В данной работе моделируется испытание небольшого прибора.

Целью работы является оптимизация испытания на поиск резонансных частот прибора при помощи конечно-элементного моделирования.

В диапазоне частот от 1 до 2000 Гц стенд генерирует «входное» виброускорение, равное 1g, которое передаётся на основание прибора. Прибор устанавливается на вибростенд при помощи приспособления (Рисунок 1).

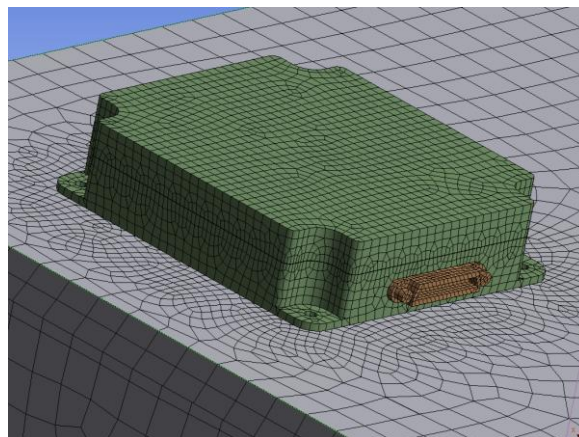
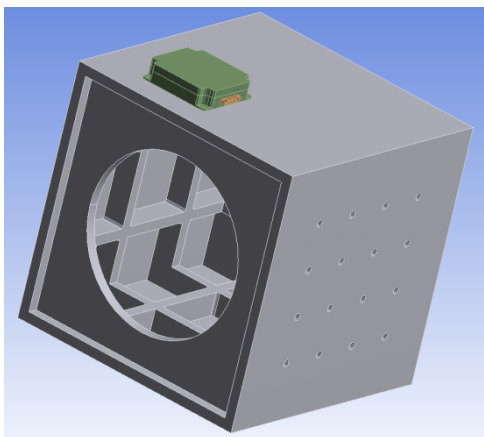


Рисунок 1 – Прибор на приспособлении

Рисунок 2 – конечно-элементная сетка прибора

На прибор устанавливается контрольный датчик, который выдаёт отклик виброускорения прибора в виде графика АЧХ. Резонансные частоты определяются по пикам кривой отклика. Для поддержания входного виброускорения в поле допуска, на приспособление устанавливаются «задающие» датчики (Рисунок 3). Стенд ориентируется на максимальную амплитуду виброускорения одного из задающих датчиков и изменяет входное ускорение на величину, кратную этой амплитуде.

Моделирование производится в пакете Ansys Mechanical. Масса прибора равна 0,47 кг. Масса приспособления равна 61 кг. Конечно-элементная модель прибора представлена на Рисунке 2. Для определения резонансных частот последовательно используются модули модального и гармонического анализа.

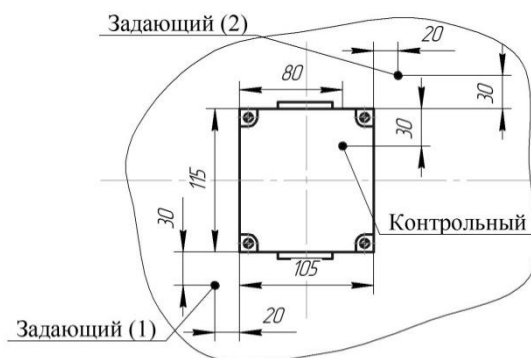


Рисунок 3 – Расположение контрольного и задающих датчиков до оптимизации

Первоначально испытание прибора было смоделировано без приспособления. Были получены две резонансные частоты: 1531 Гц и 1902 Гц.

Резонансные частоты прибора, полученные при реальном испытании равны 747 Гц, 1272 Гц, 1439 Гц, 1523 Гц, 1754 Гц, 1894 Гц.

Сравнив эти значения, можно увидеть, что реальный результат имеет на четыре частоты больше, чем результат моделирования.

Для объяснения этого несоответствия было сделано предположение о том, что резонансные частоты приспособления, равные 755 Гц, 1266 Гц, 1424 Гц, 1765 Гц ошибочно признаются резонансными частотами прибора. Но как было сказано ранее, стенд имеет систему контроля входного виброускорения, которая должна минимизировать влияние резонансов приспособления на сигнал контрольного датчика.

Возможно, что из-за своеобразных форм колебаний приспособления (Рисунок 4) расположение задающих датчиков не позволяет системе устранить погрешность от его резонансных колебаний. «Остаток» этих колебаний фиксируется контрольным датчиком прибора, что приводит к ошибочному определению резонансных частот. Для подтверждения этого предположения было смоделировано испытание прибора вместе с приспособлением. Результаты представлены на рисунке 5.

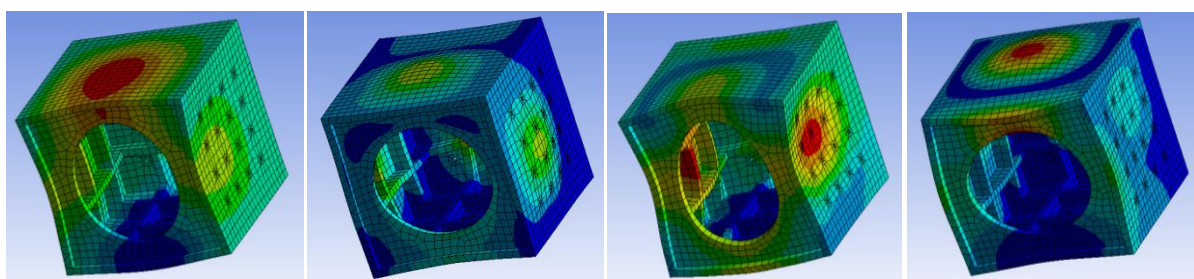


Рисунок 4 – Формы колебаний приспособления, соответствующие частотам 755 Гц, 1266 Гц, 1428 Гц, 1765 Гц. Масштаб колебаний 60000:1

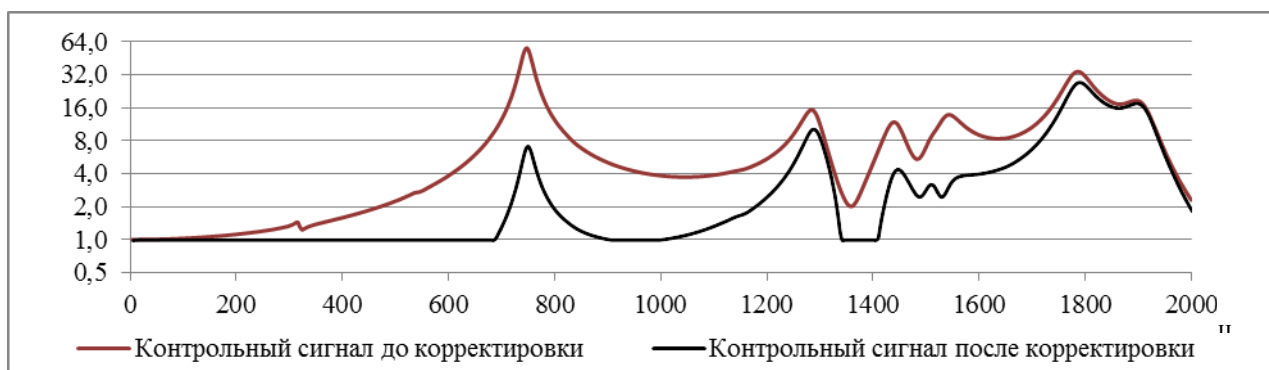


Рисунок 5 – Амплитудно-частотная характеристика виброускорения контрольного датчика до оптимизации испытания

На рисунке 5 изображена АЧХ виброускорения контрольного датчика без корректировки сигнала и с корректировкой сигнала по показаниям задающих датчиков. Резонансные частоты определяются по пикам контрольного сигнала. В данном случае они равны 740 Гц, 1280 Гц, 1428 Гц, 1527 Гц, 1776 Гц, 1889 Гц. Из анализа графика следует, что при заданном расположении датчиков в результате испытания прибора действительно попадают резонансные частоты приспособления.

Используя конечно-элементное моделирование, можно оптимизировать испытание, подобрав такие места установки датчиков, при которых погрешность от резонансов приспособления будет сведена к минимуму.

В результате анализа форм колебаний найдено оптимальное место расположения датчиков. Оно указано на рисунке 6.

Метод неразрушающего контроля упругих характеристик мембран и сильфонов при помощи акустоэмиссии

Савченко С.В.

Научный руководитель: Румбешта В.О., д.т.н., профессор

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: savchenko0102@ukr.net

Метод контроля упругих характеристик мембран и сильфонов принадлежит к эффективному контролю таких упругих элементов, который может быть использован в приборостроении для точного и быстрого неразрушающего их контроля и определения их пригодности или непригодности.

В основе метода - создание более эффективного и быстрого способа контроля качества упругих характеристик мембран и сильфонов еще до их составления в узлы, что позволит получить высокую производительность контроля и его точность [1].

Поставленная задача решается тем, что метод контроля жесткости мембран и сильфонов с помощью акустической эмиссии, включая процедуры сначала упругого деформирования деталей с давлением постоянной силой, а после их разгрузки - проводить измерения возникающих в металле деталей акустических процессов высокочувствительным пьезоэлектрическим датчиком. При этом метод только относительный. Он позволяет разбраковывать большие партии деталей на годные и негодные без определения характера дефекта.

Эта акустическая эмиссия возникает в деталях из-за силового трения кристаллов в кристаллической решетке металла и перераспределения межкусталлитных и межатомных связей при обратной упругой деформации. При этом энергетическая тональность возникающего звука будет напрямую зависеть от упругих характеристик металла детали, который генерирует сама деталь. Полученный акустический сигнал в системе анализа превращается в диаграмму поверхностной модуляционной величины и тональности прямо пропорционально энергии звуковых волн и получит вид, что схематично показано на рис.1.

Характеристики упругости мембран на этих диаграммах можно определить по таким показателям:

1. Амплитуда звукового сигнала A .
2. Угол падения энергии акустосигнала α .
3. Общее время затухания акустических волн $t\Sigma$.

На схеме представлены акустический сигнал мембраны, которая имеет хорошие характеристики упругости в виде $A1$; $\alpha1$; $t\Sigma1$ и акустический сигнал мембраны, которая имела такие показатели плохими в виде $A2$; $\alpha2$; $t\Sigma2$.

Как и во всех упругих деталях при разгрузке в обратной деформации всегда возникает гистерезис в акустическом звучании, который тоже имеет различные показатели, влияет на показатель времени общего затухания акустических волн.

По полученным характеристикам средней модуляционной, согласно схеме рис. 1., рассуждают о величине и характере упругих характеристик мембран путем сравнения их с опорными видами сигналов, получают путем испытаний, и определяют качество упругости элемента по схеме рис. 1.

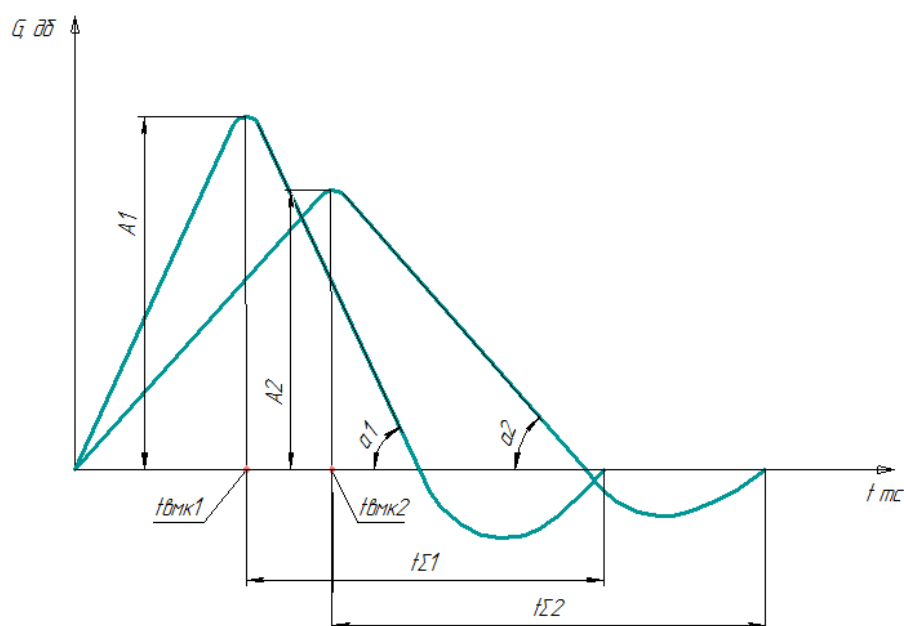


Рисунок 1 - Вид акустодиаграммы по верхней модуляционной при разгрузке упругого элемента.

- A – амплитуда звучания сигнала;
- α – угол падения сигнала;
- t_{Σ} – время затухания сигнала;
- $t_{\text{вмк}}$ – время включения системы контроля.

Список литературы:

1. Гаврилов А.Н. Технология авиационного приборостроения. – М: Оборонгиз, 1962. – 467 стр.

Контроль упругих элементов механо-акустическим методом

Томашук А.С., Бабченко А.В.

Научный руководитель: Румбешта В.А., профессор

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: alexz100p.explorer@gmail.com

Многообразие методов, применяемых в контроле качества материалов приборостроительной промышленности, дает широкие возможности для всестороннего исследования объектов [1]. Комплексное использование методов контроля позволяет гарантировать максимальную эффективность обнаружения дефектов в изготовленной продукции.

Контроль упругих элементов, а именно пружин специального назначения, которые широко используются в приборостроении, проводится выборочно. При этом контролируются механические параметры пружин. Качество самого изделия контролируют визуально на наличие трещин, рисков, которые могут образовываться в процессе изготовления. Такой метод контроля не может обеспечить необходимого качества всей партии пружин.

По сравнению с другими методами неразрушающего контроля акустическая дефектоскопия имеет важные преимущества: высокую чувствительность к наиболее

опасным дефектам возникающим при изготовлении продукции, большую производительность, возможность вести контроль непосредственно на рабочих местах без нарушения технологического процесса, низкой стоимостью контроля [2].

Главным преимуществом предложенного механо-акустического метода является то, что он полностью автоматизирован, процедура контроля требует мало времени и дает четкие информативные данные о качестве контролируемого объекта (в виде акустодиаграммы).

Предложенный новый метод механо-акустического контроля требуемого качества пружин проводится за счет межкристаллического трения в теле упругих элементов и появления в результате этих преобразований акустической эмиссии, которая позволяет проводить быстрый, эффективный контроль качества пружин.

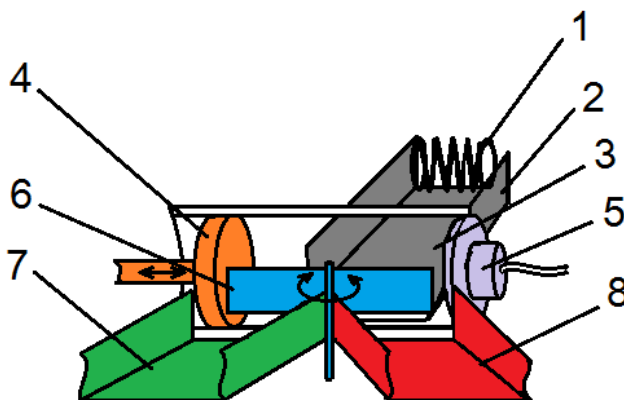


Рисунок 1- Принципиальная схема установки для контроля пружин механо-акустическим методом: 1 - пружина, ОК; 2 - подающий желоб; 3 - камера контроля; 4 - поршень погрузочный; 5 - вибро-акустический чутчик; 6 - распределительное устройство; 7 - желоб для качественных пружин; 8 - желоб для брака.

Рассмотрим использование предложенного механо-акустического метода контроля для определения пригодности изготовления винтовых пружин, что очень актуально в настоящее время.

При контроле упругих элементов принцип действия метода следующий:

Сигнал снимается при статической нагрузке пружины, и возвращении ее к предыдущему недеформированному состоянию. Схема зоны контроля при этом будет выглядеть следующим образом (рис. 2):

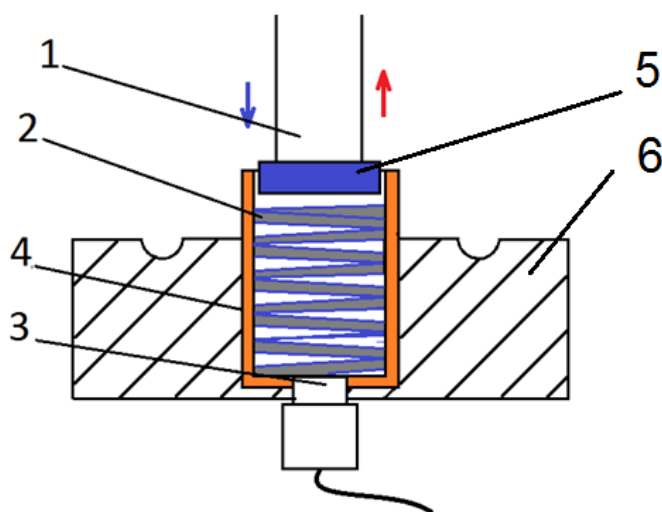


Рисунок 2 - Схема зоны контроля пружин

Под действием нагрузочного стержня (1) через резиновую шайбу (5) происходит нагрузка изделия. При разгрузке, сигнал с пружины (2) регистрируется виброакустическим датчиком (3), закрепленным на дне полимерного стакана (4), встроенного в плату-основу (6).

Главным преимуществом предложенного механо-акустического метода при контроле качества пружин является возможность его полной автоматизации, процедура контроля требует мало времени (в зависимости от оборудования, контроль может проходить по 3 с.), И дает четкие информативные данные о качестве контролируемого объекта (в виде акустодиаграммы).

Список литературы:

1. Румбешта В.О., Томашук О.С., Бабченко О.В. Контроль пружин тиску відповідальних механізмів механо-акустичним методом // Журнал “Вісник київського національного університету технологій та дизайну”. – Київ, 2014. – С. 239-244.
2. Томашук А.С. Контроль пружин на основе механоакустического метода контроля // Погляд у майбутнє приладобудування: Збірник тез доповідей VII науково-практичної конференції студентів та аспірантів. – Київ, 2012. – С. 63.

СЕКЦИЯ №4

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ. ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Автоматический выпуск конструкторской документации в PDM-системе

Ахунова Е.В., Коблов Н.Н.

Научный руководитель: Борилов В.Н., д.т.н., профессор, директор ИНК ТПУ

АО «НПЦ «Полус», 634050, Россия, г. Томск, пр. Кирова, 56«в»

E-mail: polus@online.tomsk.net

Автоматизация решения производственных задач в приборостроении приобретает все большее значение. Особенно остро это ощущается в мелкосерийном многономенклатурном производстве изделий радиоэлектронной аппаратуры, что обусловлено большим объемом информации, а также требованиями к эффективному сочетанию задач ее обработки с управлением сложным быстродействующим оборудованием в режиме реального времени.

При организации опытного производства предприятия сталкиваются с дополнительными задачами. В частности, в процессе производства могут возникать изменения, вследствие чего необходима доводка конструкции. При таких обстоятельствах предъявляются дополнительные требования к информационной системе, обеспечивающей поддержку производственных процессов. Система должна оперативно реагировать на изменяющиеся условия.

Современные тенденции в области автоматизации деятельности приборостроительного предприятия связаны с созданием единого информационного пространства, что позволяет объединить данные об изделии, создаваемые в различных автоматизированных системах и обеспечить посредством электронного обмена данными взаимодействие всех участников жизненного цикла изделия. Это значительно ускоряет процесс проведения изменений в документации. Функции единого информационного пространства несут системы класса PDM (Product Data Management), предназначенные для реализации принятых на предприятии нормативных документов в рамках единого электронного документооборота. Таким образом, PDM-система – это единая система управления данными об изделии, являющаяся интегрированным информационным пространством, содержащим данные из различных используемых прикладных систем автоматизированного проектирования.

В настоящее время в НПЦ «Полус» с момента ввода в эксплуатацию первой очереди (2009 г.) продолжается разработка и внедрение собственной специализированной PDM-системы, решающей задачи автоматизированного управления инженерными данными и производством на всех этапах жизненного цикла изделия (АСУ ИДиП). Решение базируется на единой технологической платформе «1С:Предприятие 8», работающей под управлением операционной системы Windows.

Одной из функций АСУ ИДиП является автоматизация процесса выпуска перечня элементов. В принципиальной электрической схеме, разработанной в P-CAD 2006, сосредоточена не только графическая, но и текстовая информация, необходимая для автоматического выпуска перечня элементов.

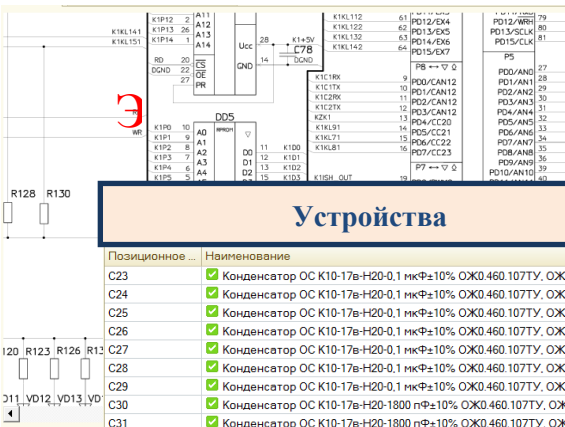
Система автоматизированного проектирования P-CAD 2006 построена по принципу открытой архитектуры. Используя интерфейс DBX, программным способом с помощью приложений C++ или Visual Basic можно обращаться к файлу SCH или PCB для чтения данных. Для этого в стандартной поставке пакета предлагается библиотека dbx32.dll.

Исходные данные для перечня элементов хранятся в соответствующих атрибутах примененных электрорадиоизделий (ЭРИ).

В момент добавления нового файла SCH в карточку документа АСУ ИДиП автоматически считывает из него всю необходимую информацию и формирует электронную структуру. Полученный из файла оригинала состав ЭРИ сохраняется внутри системы.

Разработанный в АСУ ИДиП интерфейс позволяет дополнить недостающими данными перечень элементов для его построения и внести разрешенные изменения (например, добавить новую функциональную группу и включить в нее элементы, не входящие в другие функциональные группы; ввести устройства, элементы, переменные данные для исполнений) (см.рисунок). В раздел «Переменные данные для исполнений» допускается добавить новые элементы. При этом осуществляется контроль проводимых изменений, в частности, проверка на соответствие добавляемого элемента базе разрешенных для применения ЭРИ.

Для удобства формирования перечня элементов предусмотрен список невыводимых кодов позиционных обозначений. Изначально этот список заполнен значениями по умолчанию, однако пользователь имеет возможность его редактировать.



Устройства

Позиционное ...	Наименование
C23	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C24	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C25	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C26	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C27	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C28	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C29	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C30	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-1800 пФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C31	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-1800 пФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C32	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C33	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-1800 пФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C35	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-0,1 мкФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C36	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-470 пФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ
C37	✓ Конденсатор ОС К10-17в+H20-470 пФ±10% ОЖ0.460.107ТУ, ОЖ0.460.183ТУ

Функциональные группы

Переменные данные для исполнений

Данные для ВП

Поз. обознач.	Наименование	Кол.	Примечание
	Конденсаторы ОСМ К53-56А АЖРР.673546.001ТУ, П0.070.052		
C1..C3	ОСМ К53-56А-25В-10 мкФ±20%-В	3	
C4	ОСМ К53-56А-10В-10 мкФ±20%-В	1	
C5	ОСМ К53-56А-25В-10 мкФ±20%-В	1	
C6	ОСМ К53-56А-10В-10 мкФ±20%-В	1	
C7	ОСМ К53-56А-25В-10 мкФ±20%-В	1	
C8	ОСМ К53-56А-10В-10 мкФ±20%-В	1	
C9	ОСМ К53-56А-25В-10 мкФ±20%-В	1	
R1..R22	Резистор ОСМ Р1-16В7-0.062Вм-8.25 мОм±0.5%-0.5-П А/РР.434110.002 ТУ, П0.070.052	22	

РЭЗ

ВП

№ строки	Наименование	Код ЭРИ	Обозначение документа на поставку	Поставщик	Код валют (обозначение)	на количество	на количество	на количество	на количество	на количество
1	Резисторы									
2	Резисторы									
3	Резисторы									
4	Резисторы									
5	Резисторы									
6	Резисторы									
7	Резисторы									
8	Резисторы									
9	Резисторы									
10	Резисторы									
11	Резисторы									
12	Резисторы									
13	Резисторы									

РЭЗ

ВП

Рисунок 1 – Схема формирования перечня элементов и ведомости покупных изделий

На основании описанного набора таблиц строится древовидная структура для удобного просмотра и получения информации о группировках элементов, функциональных группах и переменных данных для исполнения. Перечень элементов строится на основании заполненных таблиц.

Для предварительного просмотра перечень элементов выводится в табличный документ формата MXL.

Электронный подлинник перечня элементов выводится в формате TIF. При формировании электронного подлинника происходит автоматическое сравнение текущей версии документа и предыдущей. Версии документации сравниваются по содержимому электронной структуры, а имеющиеся различия отражаются в текущей версии и листе регистрации изменений. Кроме того, эти различия автоматически указываются в извещении об изменении.

Такой подход позволяет добиться максимальной достоверности информации, так как минимизируется расхождение данных между принципиальной электрической схемой и перечнем элементов, поскольку первая является источником данных для второго.

Экономится время на разработку конструкторской документации и проведение изменений, поскольку работа ведется в пределах одного приложения, не нужно переключаться между окнами, ручной ввод информации сводится к минимуму, нет необходимости вручную сравнивать между собой версии документации и фиксировать различия.

Включение в набор таблицы примененных покупных изделий позволяет в дальнейшем автоматизировать выпуск ведомости покупных изделий.

Таким образом, автоматический способ формирования перечня элементов и ведомости покупных изделий значительно облегчает труд схемотехника и ускоряет процесс внесения изменений в принципиальную электрическую схему.

Исследование частотных характеристик корпуса малого космического аппарата

Битуева М.И.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: bitueva@tpu.ru

В 2016 г. в ТПУ предполагается запуск университетского малого космического аппарата (МКА). В настоящее время ведется работа по проектированию аппарата. В рамках этой работы проводится исследование различных вариантов корпуса МКА, в частности, формата CubeSat, варианты 1U, 2U, 3U.

Ранее вариант корпуса 1U был исследован на квазистатические нагрузки [1].

В статье приведены результаты исследования корпуса МКА для варианта конструкции корпуса 2U, как возможного варианта для университетского МКА.

Существует стандарт CubeSat, который накладывает ограничения на размеры и массу спутника. Эти размеры подсчитываются умножением стандартных размеров на величину юнита (1U, 2U и т.д.). Длина ребра спутника CubeSat 1U 100 мм.

На рисунке 1 приведена 3D модель корпуса исследуемого КА.

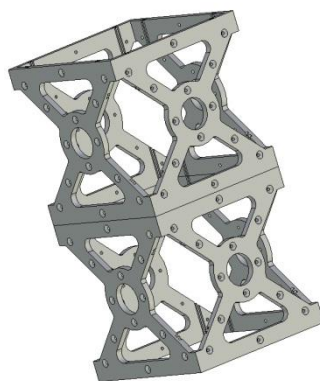


Рисунок 1 – Корпус спутника формата CubeSat 2U

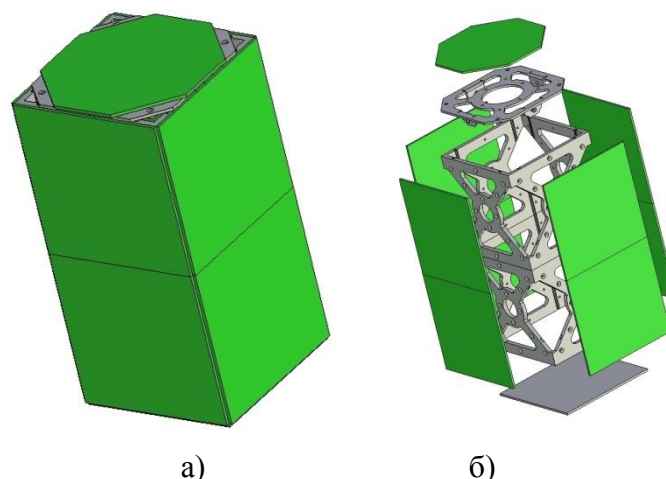


Рисунок 2 – 3D модель спутника формата CubeSat 2U в:
а) собранном виде; б) разобранном виде

Частотный анализ позволяет осуществлять расчёт собственных (резонансных) частот конструкции и соответствующих форм колебаний. По итогам расчета осуществляется проверка наличия резонансных частот в рабочем частотном диапазоне изделия. Можно повысить надёжность и работоспособность изделия, оптимизируя конструкцию таким образом, чтобы исключить возникновение резонансов [2].

Результатами частотного анализа являются:

- частота собственных колебаний (Гц), соответствует ожидаемой резонансной частоте конструкции. Теоретически количество собственных частот для любого тела бесконечно. В результатах отображаются только частоты выбранных форм собственных колебаний.

- форма собственных колебаний, соответствующая данной частоте. Форма колебаний показывает, какие относительные деформации (перемещения) будет испытывать конструкция, в случае возникновения резонанса несоответствующей собственной частоте. Эти формы колебаний, после завершения расчёта, представляют собой относительные амплитуды колебаний. Анализируя эти формы, можно сделать заключение о характере резонансных перемещений, но не об их физической амплитуде [3].

Этапы проведения анализа следующие: создание конечноэлементной модели; задание ограничения; задание количества форм; расчет; анализ полученных результатов.

При проведении расчета ограничением является полное закрепление по одной из граней модели. Количество форм колебаний – 4.

В таблице 1 приведены результаты расчета собственных частот колебаний.

Таблица 1 – Результаты частотного анализа корпусов 1U и 2U

	Форма 01, Гц	Форма 02, Гц	Форма 03, Гц	Форма 04, Гц
Корпус 1U	255,896	255,928	255,989	289,537
Корпус 2U	255,221	255,244	255,381	255,655

На рисунках 3 и 4 показаны результаты расчета частотного анализа.

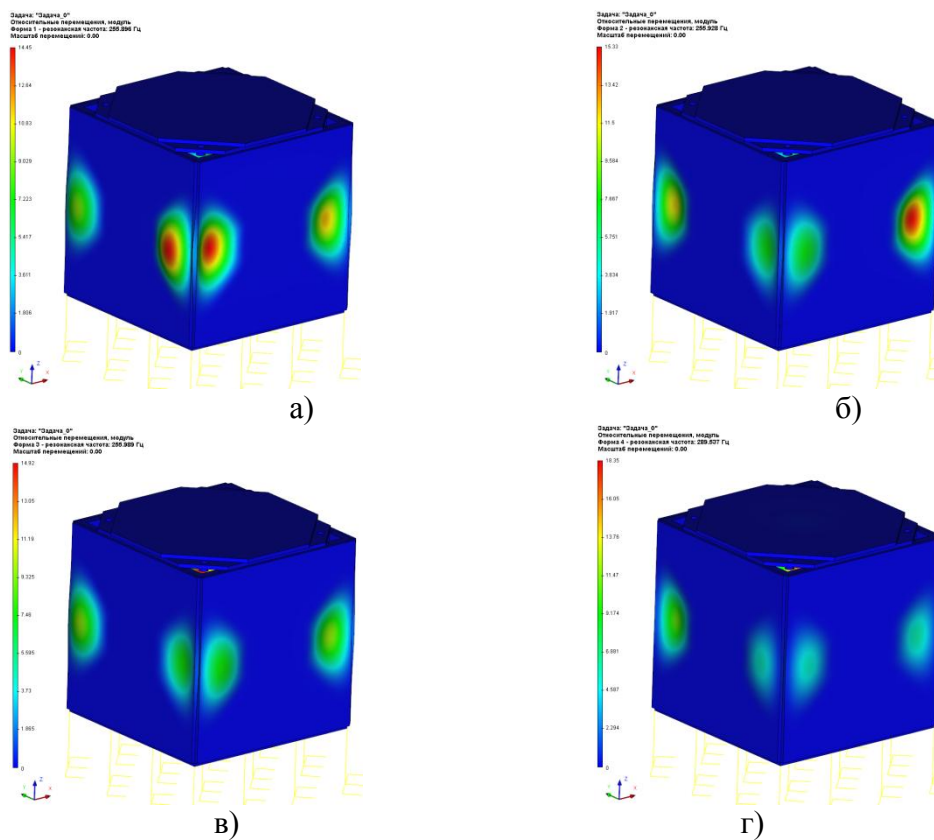


Рисунок 3 - Результаты частотного анализа корпуса 1U:
а) Форма 01; б) Форма 02; в) Форма 03; г) Форма 04

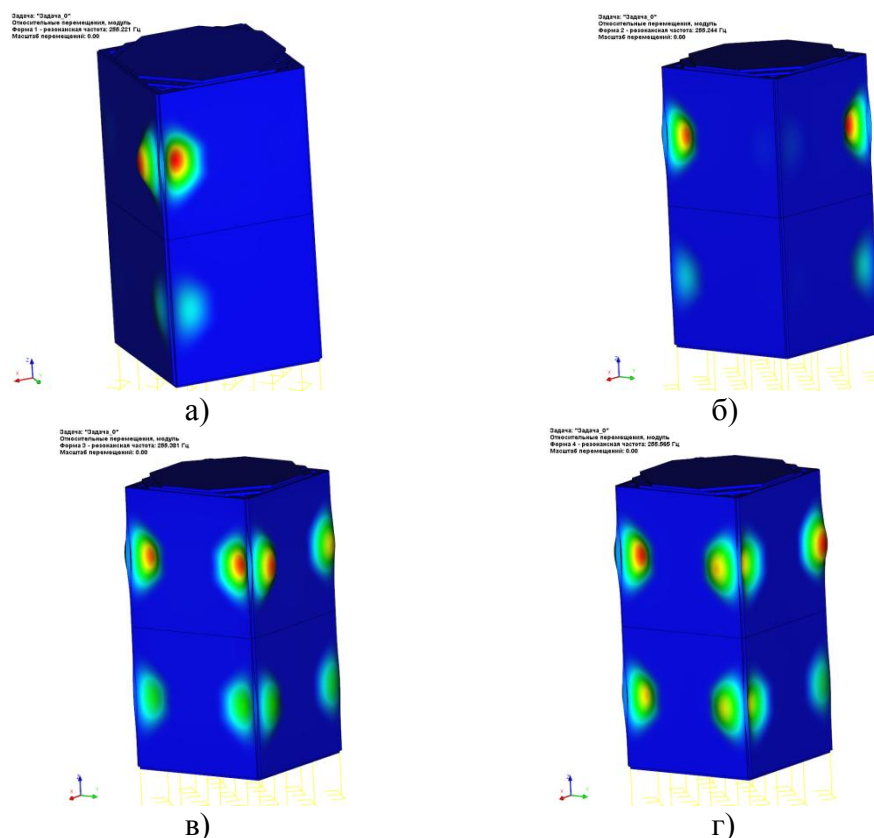


Рисунок 4 - Результаты частотного анализа корпуса 2U:
а) Форма 01; б) Форма 02; в) Форма 03; г) Форма 04

Полученные значения собственных частот для обоих вариантов корпуса удовлетворяют требованиям по резонансным частотам для изделий космического назначения (>130 Гц).

Список литературы:

1. Битуева М.И., Костюченко Т.Г. Исследование прототипа малого космического аппарата на квазистатические нагрузки // Космическое приборостроение: Сборник научных трудов II Всероссийского форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием.- Томск, 2014. - С. 244-247.
2. T-Flex анализ // Пособие по работе с системой. – АО «Топ Системы», Москва, 2009, Редакция 6.
3. Костюченко Т.Г. T-Flex Анализ. Расчет собственных частот и форм колебаний конструкций. Методические указания по выполнению лабораторного практикума. – Томск: Изд. ТПУ, 2005. - 21 с.

Спутники формата CubeSat

Битуева М.И.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: bitueva@tpu.ru

CubeSat – формат малых (сверхмалых) космических аппаратов для исследования космоса. Спутники CubeSat обычно имеют объем до 1 литра и массу, не превышающую 1.33 кг или немного больше [1]. Относительная легкость создания и небольшая стоимость сделала такие спутники доступными для массового производства.

Спецификации CubeSat были разработаны в 1999 году под руководством профессора Bob Twiggs (факультет аэронавтики и астронавтики, Стэнфорд).

Существуют разные способы выведения этих космических аппаратов на орбиту. Как правило, их запускают по несколько единиц ракетой-носителем или с борта космических кораблей (пилотируемых и автоматических грузовых космических кораблей и орбитальных станций). Некоторые компании предоставляет услуги по выводу спутников на орбиту, например, ISC Kosmotras и Eurokot. Существуют многоместные контейнеры-платформы с револьверным выводом на орбиту для размещения на ракете-носителе, космическом корабле или орбитальной станции и запуска.

Проектированием и созданием спутников формата CubeSat в большинстве своем занимаются университеты, но кроме них, еще и крупные компании, например, Boeing, а также частные компании, любительские объединения и даже школы.

Стоимость изготовления и запуска такого космического аппарата на 2004 год составляла 65-80 тысяч долларов [2]. На 2012 год стоимость запуска CubeSat снизилась до 40 тысяч долларов.

Размеры спутников

В стандарте CubeSat определены спецификации для спутников размером 1 и 3 юнита, 1U и 3U соответственно [3]. Вес спутников не превышает 10 кг, что по международной классификации соответствует классу наноспутников. Практически наибольшее распространение получили спутники следующих размеров:

Таблица 1 – Размеры и вес спутников CubeSat

Обозначение	Размеры	Вес
1U	100x100x113,5 мм	до 1,33 кг
2U	100x100x226,5 мм	до 2,67 кг

3U	100x100x340,5 мм	до 4 кг
4U	100x100x533,5 мм	до 5,33 кг
5U	100x100x665,5 мм	6,67 кг
6U	100x200x340,5 мм	до 8 кг

Эти размеры получаются простым умножением стандартных размеров на величину юнита. Реже в практике встречаются промежуточные размеры спутников 0.5U и 1.5U. Размеры масштабируются таким образом, что в стандартный пусковой контейнер P-POD помещаются несколько спутников суммарным размером 3U (рисунок 1).

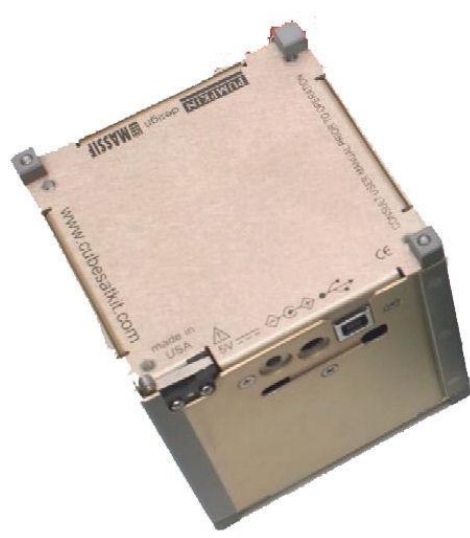


Рисунок 1 – Пусковой контейнер P-POD и три спутника

На рисунках 2 - 4 представлены примеры конструкций спутников CubeSat [4, 5].



а)



б)

Рисунок 2 – Конструкция спутника CubeSat размером 1U:
а) каркасная; б) сплошные стенки

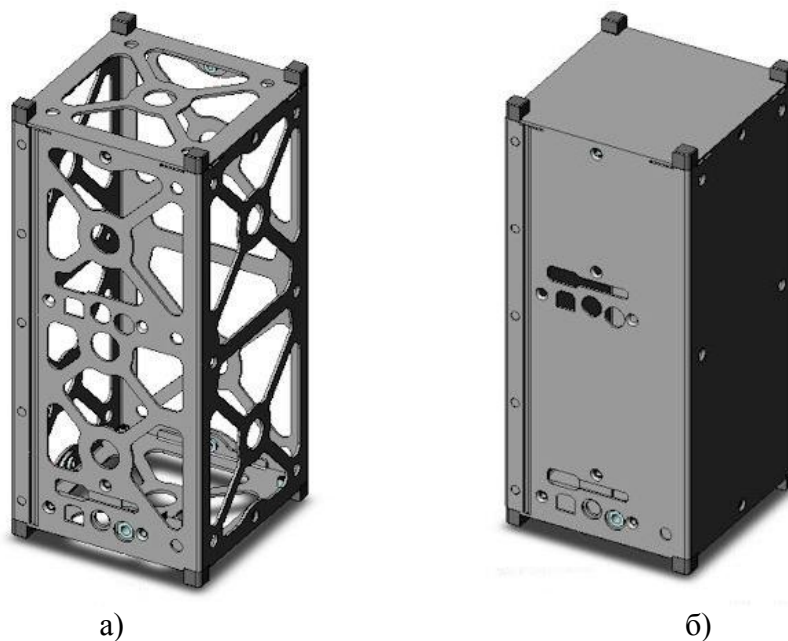


Рисунок 3 – Конструкция спутника CubeSat размером 2U:
а) каркасная; б) сплошные стенки

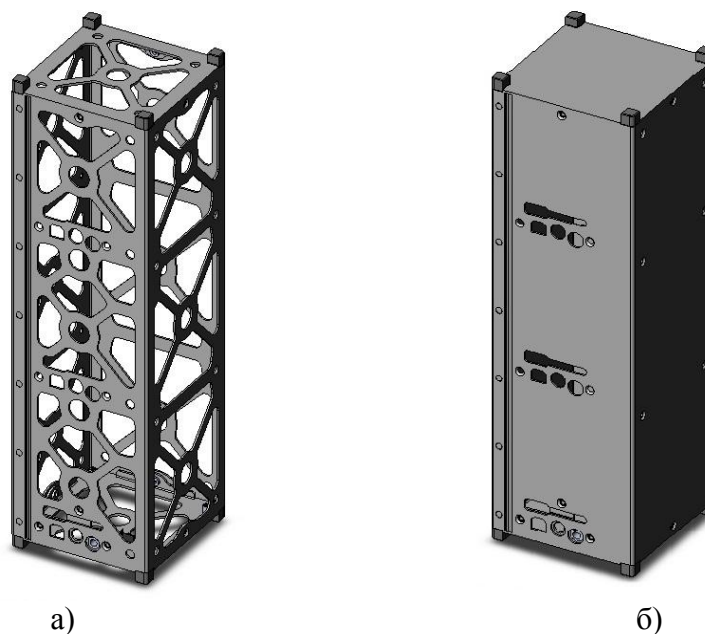


Рисунок 4 – Конструкция спутника CubeSat размером 3U:
а) каркасная; б) сплошные стенки

Список литературы:

1. CubeSat Design Specification Rev. 12. California State Polytechnic University
2. Leonard David. Cubesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs. Space.com (2004)
3. Спутники стандарта CubeSat. [Электронный ресурс]. - <http://cubesat.ru/ru/cubesats.html>, свободный. – Загл. с экрана.
4. CubeSat structure [Электронный ресурс]. - http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/structures/1u_structures, свободный. – Загл. с экрана.
5. 3D CAD Design. [Электронный ресурс]. - <http://www.cubesatkit.com/content/design.html>, свободный. – Загл. с экрана.

Некоторые проблемы выбора типа картографической проекции и пути их решения

Богданова О.В., Богданов А.В., Виноградов П.С.

Научный руководитель: Жаринов И.О., д.т.н., доцент, заведующий кафедрой МПБЭВА

Национальный исследовательский университет информационных технологий,
механики и оптики, 197101, Россия, г. Санкт-Петербург, Кронверкский пр-кт, 49

E-mail: andrew@interzet.ru

При решении авиационных картографических задач ставится вопрос выбора типа картографической проекции. По сложившейся практике, этот выбор определяется поиском компромисса визуальной читаемости карт, оптимизации задач навигации и оптимизации бортовых баз данных.

Основных типы проекций:

- Цилиндрические проекции
- Конические проекции (большинство авиационных карт построено в нормальной конической проекции)
- Поликонические проекции
- Азимутальные проекции.

Необходимо учитывать, что все существующие (из доступной информации) бортовые картографические базы данных построены путем разбиение поверхности на квадраты и отдельного описания каждого из них. Отличия в реализации различных систем касаются только способов кодирования данных, наличия сжатия, способов прореживания и т.д.

Навигационный аспект проблемы заключается в том, что возможно построение маршрута как по локсодромии, так и по ортодромии.

По различным нормам (связанным в том числе с требованием экономии топлива), построение маршрута на относительно небольшие расстояния (до 1000 км) возможно по локсодромии, при более длительных перелетах пользуются ортодромией. Для этого, при подготовке полета, маршрут строится на карте с азимутальной проекцией, на ней отмечаются промежуточные точки маршрута (промежуточные пункты маршрута - ППМ), и производится занесение их координат в полетное задание. Дальнейший полет осуществляется с использованием карт с конической проекцией на основе локсодромий между ППМ.

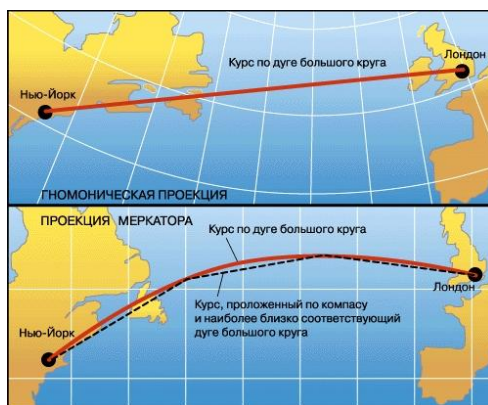


Рисунок 1 - пример отображения линейного курса между двумя точками на поверхности Земли в разных проекциях

Таким образом, в случае изменения маршрута, перед штурманом становится нетривиальная задача пересчета ППМ (с учетом наличия в бортовой базе данных (БД) только «конической» карты).

Следует учитывать, что производительность бортовых вычислительных систем постоянно растет. Возникает возможность изменения концепции построения БД:

- переход от декартовых координат к сферическим, т.е. перенос построения проекции на момент непосредственной прорисовки карты (несколько умножений и использование табличных тригонометрических функций на фоне остальных преобразований будут практически незаметны – не более 10% расчетов). Применение сферических координат при этом упростит ряд преобразований при построении карты и позволит строить любые проекции, необходимые в данный момент времени.

- переход к постоянному (или более частому) использованию гномонической проекции. При этом эта проекция будет всегда иметь точку касания в непосредственных координатах летательного аппарата, т.е. искажение карты в непосредственной близости от него будут минимальны, а все маршруты будут представляться ортодромиями.

Необходимо отметить, что подобный переход может быть особенно легко применен в картографических системах на основе ИМА архитектур с ОС, совместимых со стандартом ARINC653.

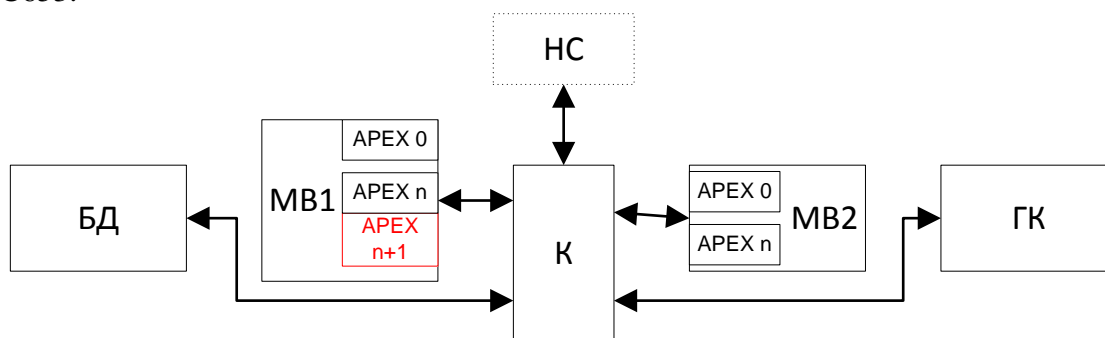


Рисунок 2 - Схема авиационной картографической системы на основе ИМА с внедренным АРЕХ-каналом, реализующим функцию преобразования системы координат

Где НС - навигационная система, АРЕХ - АРЕХ-канал, БД - база данных, МВ - вычислительный модуль, К - коммутатор, ГК - графконтроллер.

При данном подходе к построению системы нет необходимости изменения ПО всей системы, изменению подвергается только модуль БД, а между ним и дальнейшим трактом прохождения информации появляется АРЕХ канал (в данном случае «АРЕХ n+1»), реализующий преобразование координат. Реализация данного канала, вследствие гибкости реконфигурации системы и её масштабируемости, может быть выполнена на любом модуле со свободными ресурсами, или на вновь подключенном модуле.

Список литературы:

1. Богданов А.В., Васильев Г.А., Виноградов П.С., Егоров К.А., Зайченко А.Н., Ковернинский И.В., Петухов В.И., Романов А.Н., Смирнов Е.В., Уткин Б.В., Федосов Е.А., Шукалов А.В. Платформа интегрированной модульной авионики. Патент на полезную модель №108868 U1 RU, МПК G06F 9/00, №2011121962/08. Заявл. 01.06.2011. Опубл. 27.09.2011.
2. Книга Е.В., Жаринов И.О., Богданов А.В., Виноградов П.С. Принципы организации перспективных бортовых цифровых вычислительных систем в авионике // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики, 2013, №2, с.163-165.
3. Костишин М.О., Жаринов И.О., Жаринов О.О., Богданов А.В. Оценка частоты обновления информации в видеопотоке индикации бортовых геоинформационных данных авионики // Вестник Череповецкого государственного университета, 2014, №4, с.9-15.
4. Сухомлинов Д.В., Андросов В.А., Малышкин К.В. Современные технологии разработки бортового единого геоинформационного ресурса// Аэрокосмический курьер, 2011, №3-4 (75-76). С.88.
5. Энциклопедия Кольера, карта [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_colier/1669/КАРТА, свободный. – Загл. с экрана.

Анализ и сравнение действующего стандарта качества электрической энергии ГОСТ Р 32144-2013 с ГОСТ Р 13109-97

Бугаев Е.А.

Научный руководитель: Степанов А.Б., ст. преп. кафедры ИИТ
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: zhehabugaev@mail.ru

Электрическая энергия, как товар, используется во всех сферах жизнедеятельности человека, обладает совокупностью специфических свойств и непосредственно участвует при создании других видов продукции, влияя на их качество. Понятие «качество электрической энергии» отличается от понятия качества других товаров. Качество электроэнергии проявляется не непосредственно, а через качество работы электрических приёмников.

В настоящее время можно наблюдать тенденцию к ужесточению контроля качества к продукции во многих отраслях промышленности, растущие потребности диктуют свои требования и к качеству электрической энергии. Тема качества электроэнергии также актуальна и в космической сфере, в которой качество любых составляющих имеет огромное значение.

Основу для контроля качества электроэнергии составляют следующие аспекты:

- Стандарты на методы измерений параметров качества электрической энергии;
- Стандарт по организации и проведению контроля качества электроэнергии, который включает форму отчетов;
- Стандарт на качество электрической энергии.

ГОСТ 13109-97, определивший основные показатели КЭ, их нормативные значения, установившееся отклонение напряжение и другие параметры, был разработан Техническим комитетом по стандартизации в области электромагнитной совместимости технических средств в 1997 году [2].

Также в 2000 и 2002 годах были разработаны и приняты «Методические указания по контролю и анализу качества электрической энергии в системах электроснабжения общего назначения», которые определили порядок контроля КЭ. Именно эти стандарты стали базой для создания различных приборов контроля КЭ в России и странах СНГ.

Спустя несколько лет потребность подобных стандартов возникла в Европе, где был принят документ IEC 61000-4-30, который впоследствии стал основным международным стандартом. На его основе в России в 2008 году был принят ряд аналогичных стандартов, однако некоторые положения в них не согласовывались с действующим ГОСТ 13109-97, что повлекло за собой создание нового стандарта КЭ ГОСТ Р 32144-2013, который был введен с 1 июля 2014 года и на данный момент является основным стандартом контроля КЭ в России. Он был разработан с на основе всех предыдущих российских и международных документов. На его основе создан ряд приборов, таких как «Энерготестер ПКЭ-А-АХ», «Прорыв-КЭ-А» и их модификации.

Таблица 1 – Этапы развития системы контроля электроэнергии в РФ

1997 год	ГОСТ 13109-97
2000-2002 года	РД 153-34.0-15.502-2002 РД 153-34.0-15.501-00
2008 год	ГОСТ Р 51317.4.30-2008 ГОСТ Р 51317.4.7-2008 ГОСТ Р 53333-2008
2013 год	ГОСТ Р 54149-2010
2014 год	ГОСТ Р 32144-2013

Если кратко сравнить между собой старый ГОСТ 13109-97 и новый ГОСТ Р 32144-2013, то можно выявить несколько основных отличий:

- В отличие от ГОСТ 13109-97 в ГОСТ Р 32144-2013 процедура проведения контроля производится на основе ГОСТ Р 51317.4.30-2008 и ГОСТ Р 51317.4.7-2008, что принципиально важно, т.к. при использовании в совокупности этих стандартов создается единая система требований к ведению контроля КЭ.[1]

- В новом стандарте ужесточены требования к интервалам усреднения показателей КЭ. Например, при отклонение частоты – интервал усреднения составляет 10 секунд вместо 20 секунд в старом.

- В ГОСТ Р 32144-2013 введены интергармонические составляющие напряжения.[1]

- В стандарте 2013 года добавлены таблицы классификации провалов напряжения, прерываний напряжения и перенапряжений.

- В соответствии с ГОСТ Р 51317.4.30-2008 непосредственно в сам ГОСТ Р 32144-2013 введено понятие маркирования данных для следующих категорий событий:

отклонение частоты, медленные изменения напряжения, фликер, несимметрия напряжений, гармонические составляющие напряжения.[1]

- Важным отличием старого и нового стандартов является основа, на которой они были сформированы. ГОСТ 13109-97 создавался с использованием положений первых советских стандартов данной отрасли контроля, в то время как ГОСТ Р 32144-2013 был разработан уже на базе современных мировых стандартов.

Список литературы:

1. Статья на тему: «Анализ нового стандарта качества электрической энергии ГОСТ Р 54149-2010 в сравнении со старым ГОСТ 13109-97»

2. ГОСТ 13109-97. Нормы качества электрической энергии в системах электроснабжения общего назначения

3. ГОСТ Р 32144-2013. Нормы качества электрической энергии в системах электроснабжения общего назначения

Система термостабилизации малого космического аппарата типа CubeSat

Вершинин Д.А.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доценткафедры ТПС

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: VeDiArk@gmail.com

В мире идёт борьба за космос, это важнейшая стратегическая позиция для военных и место научных исследований. Многие государства могут позволить себе запустить в космос учёных, но это всё государственные программы, требующие огромных материальных вложений и временных ресурсов. Для малых предприятий и университетов выходом из проблемы о исследованиях в космическом пространстве стали малые спутники. Одним из таких выходов стали спутники типа CubeSat. Национальный исследовательский Томский политехнический университет стал ВУЗом, который разрабатывает миниатюрный спутник CubeSat для исследований в космическом пространстве.

CubeSat – формат сверхмалых спутников, имеющих объем 1 литр и массу не более 1.33 кг или несколько (кратно) более (рис. 1).



Рисунок 1 - Малый космический аппарат CubeSat

В стандарте CubeSat определены спецификации для спутников размером 1 и 3 юнита, 1U и 3U, соответственно. Вес спутников не превышает 10кг, что по международной классификации соответствует классу наноспутников. Практически, наибольшее распространение получили спутники следующих размеров (табл.1) [1]:

Таблица 1 - Размеры и вес спутников CubeSat

Обозначение	Размеры	Вес
1U	100x100x113,5 мм	до 1,33 кг
2U	100x100x226,5 мм	до 2,67 кг
3U	100x100x340,5 мм	до 4 кг
4U	100x100x533,5 мм	до 5,33 кг
5U	100x100x665,5 мм	6,67 кг
6U	100x200x340,5 мм	до 8 кг

Пассивное терморегулирование в космическом аппарате с использованием тепловых труб

Тепловые трубы - элемент системы охлаждения, принцип работы которого основан на том, что в закрытых трубках из теплопроводящего металла (например, меди) находится легкоиспаряющаяся жидкость. Перенос тепла происходит за счёт того, что жидкость испаряется на горячем конце трубки и конденсируется на холодном, а затем снова перетекает на горячий конец. Внутренняя поверхность тепловой трубы выложена капиллярно-пористой структурой (фитилём), которая может представлять собой металлическую сетку, спечённые шарики, металловолокна, стеклоткани и даже систему канавок. На рисунке 2 представлено схематическое изображение тепловых труб в форме круглого полого цилиндра с большим отношением длины L к диаметру d . Внутренняя поверхность трубы выложена капиллярно-пористой структурой 2, последняя насыщена смачивающей жидкостью и граничит с паровым объемом $г$ – центральной частью трубки радиуса $r_п$. Смачивающая жидкость является теплоносителем и в зависимости от уровня температуры в зоне источника a выбираются жидкие металлы, ртуть, аммиак, ацетон, спирты, фреоны и т.п. При температурах выше 750 К используются жидкие металлы; для диапазона $550 \leq T \leq 750$ К – ртуть (высокотемпературные тепловые трубы); при температурах ниже 200 К теплоносителем являются сжиженные газы (криогенные тепловые трубы). При подводе теплового потока $\Phi_{п}$ к испарительной зоне a теплоноситель в этой части капиллярно-пористой системы начинает испаряться и пары, пройдя транспортную зону $б$, поступают в противоположный конец трубы $в$ – в конденсационную зону, где сводится теплота. Здесь пар конденсируется, и жидкость под действием капиллярных сил снова поступает по фитилю в зону испарения. При

конденсации пара выделяется поток Φ_0 , который отводится в теплообменник. Между зонами испарения и конденсации возникают небольшие температурные градиенты, а боковая поверхность цилиндра 1 в транспортной зоне практически не меняет температуру, поэтому можно считать, что через зону б переносится весь поток Φ , т.е. $\Phi = \Phi_{II} = \Phi_0$ [2].

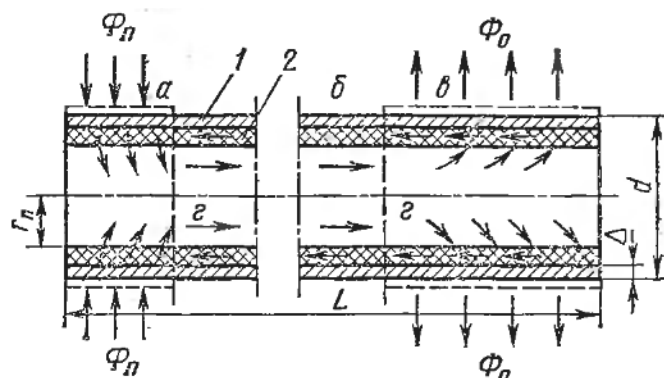


Рисунок 2 - Схема тепловой трубы

Активная система термостабилизации

Пассивные системы обеспечения теплового режима космических объектов могут поддерживать температуру на одном уровне только при определенных условиях - при постоянном тепловыделении аппаратуры. При переменной ориентации космического объекта его температура может меняться из-за возможного освещения радиатора-излучателя системы обеспечения теплового режима солнечным или планетным излучением. При переменном тепловыделении температура объекта меняется из-за нерасчетного режима работы радиатора. Для компенсации данных эффектов используются активные элементы – нагреватели и охладители. В качестве активных средств наиболее перспективны системы обогрева, нагревательные элементы которых включаются только при достижении минимально-допустимых температур в термочувствительных зонах радиоэлектронной аппаратуры. В других режимах система обогрева должна потреблять незначительную мощность, осуществляя функции контроля для момента подачи сигнала на включение нагревательного элемента. Такие системы могут быть с дистанционным и совмещенным управлением. В патенте РФ № 2346862 предложено теплопередающее устройство для космического аппарата (рисунок 3), относящееся к системам обеспечения требуемого теплового режима спутников, использующим контурные тепловые трубы. Устройство содержит замкнутый двухфазный контур, заполненный низкокипящим теплоносителем. Контур включает в себя сообщенные трубопроводами 1 конденсатор 2 и испаритель 5. Конденсатор встроен в конструкцию панели радиатора 3 и имеет внутренний канал с гладкими стенками. Испаритель 5 соединен с гидроаккумулятором 4, имеющим тепловую связь с термостатируемой поверхностью 6. Внутри испарителя 5 установлен капиллярный насос 5.1, выполненный в виде основной капиллярной структуры, соприкасающейся внутри ее центральной зоны с выступающей из гидроаккумулятора 4 концентрической вспомогательной капиллярной структурой 5.2. Вблизи внутренней поверхности данной вспомогательной структуры с зазором между ней и торцевой поверхностью основной капиллярной структуры расположена концевая часть трубопровода подачи жидкого теплоносителя из конденсатора 2 в испаритель 5. Подача осуществляется через гидроаккумулятор 4, корпус которого с установленной в нем капиллярной системой соединен с корпусом испарителя 5.3 через переходник 7. Внутренний объем гидроаккумулятора 4 в зоне вспомогательной капиллярной структуры 5.2 и вблизи его внутренней поверхности снабжен фитилем с более мелкими ячейками, чем ячейки в остальной зоне. В последней расположена часть трубопровода подачи теплоносителя из

конденсатора 2 в испаритель 5, выполненная в виде спирали. На наружной поверхности гидроаккумулятора 4, ближе к испарителю 5, установлен электрообогреватель переменной мощности 8 [3].

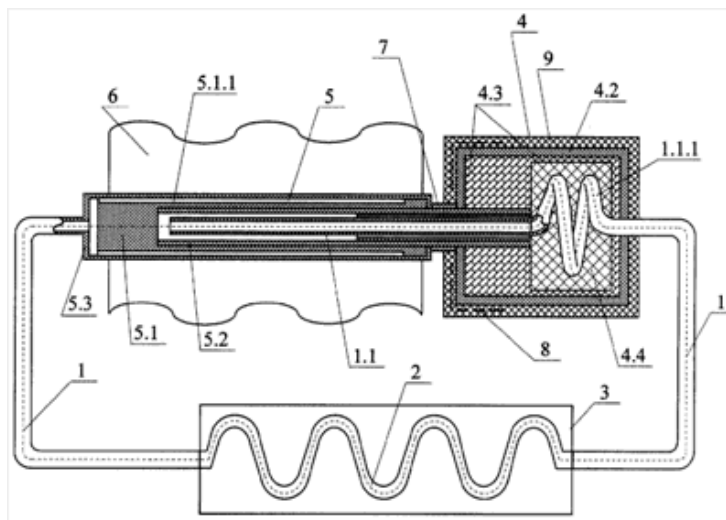


Рисунок 3 - Устройство для охлаждения тепловыделяющей аппаратуры

Современные пассивные системы термостабилизации выигрывают по своим экономическим характеристикам у активных систем термостатирования. Они экономят один из важнейших ресурсов – энергию. Но космическое пространство подразумевает не только повышенные температуры, но встречаются и низкие, при которых электронные компоненты нуждаются в подогреве. В таких ситуациях возможно использовать активную систему термостатирования. Такая система позволит поддерживать температуру в рабочем диапазоне.

Список литературы:

1. Проект cubesat.ru. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.cubesat.ru/ru/cubesats.html>, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана.
2. Денис В.О. Термостабилизация радиоэлектронной аппаратуры в пикоспутниках. // Научный журнал «Колонизация космоса». 2013. – Т.1. - С. 3-15.
3. Тестоедов Н.А. и др. Теплопередающее устройство космического аппарата. Патент РФ № 2346862.

Имитационное моделирование производственных систем

Гавриш М.О.

Научный руководитель: Выслоух С.П., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: marina_gavrish@ukr.net

Проблемы, связанные с оптимизацией работы производственных систем, в настоящее время является достаточно актуальными. Это объясняется высокой интенсификацией современного производства, сложной структурой современных производственных систем, необходимостью быстрой переориентации производства на выпуск нового вида продукции. В таких сложных условиях необходимо иметь универсальный математический аппарат, который позволил бы быстро и удобно смоделировать производственную систему, проверить ее эффективность, дать определенные указания по оптимизации построения системы. В

современных условиях, когда широко применяются быстродействующие ЭВМ, наиболее рациональным и перспективным методом моделирования производственных систем является математическое, а точнее его разновидность, имитационное моделирование [1]. Предлагается использовать всю эффективность метода имитационного моделирования, которое использует аппарат сетей Петри, для оптимизации загрузки оборудования производственных систем. Данный метод позволяет достаточно быстро формализовать и обработать большие потоки информации, которые имеют место в современных производственных системах, легко моделировать сложные связи между компонентами системы, выполнять оптимизацию работы по выбранным критериям.

Сети Петри представляют собой графическое и математическое средство моделирования, которое можно применить к производственным системам самых разных типов. В качестве графического средства сети Петри могут использоваться для наглядного представления систем, которые моделируются, подобно блок-схемам, структурным схемам и сетевой графике. Понятие фишек, которое вводится в этих сетях, позволяет моделировать динамику систем и параллельные процессы. В качестве математического средства аналитическое представление сетей Петри позволяет составлять уравнение состояния, уравнения алгебраизма и другие математические соотношения, которые описывают динамику систем [2].

Поэтому поставлена задача выполнить исследование состояния вопроса оптимизации загрузки оборудования в современном приборостроительном производстве, обосновать необходимость разработки новых подходов и методов оптимизации загрузки оборудования, выполнить анализ возможностей и методики применения аппарата сетей Петри для решения задач моделирования и оптимизации, разработать алгоритмы моделирования и оптимизации работы производственных систем, разработать соответствующее программное обеспечение и выполнить практическую апробацию разработанной системы для различных производственных систем.

В результате выполнения этой работы предусматривается получить универсальный аппарат моделирования работы производственных систем любой сложности, использование которого позволит значительно сократить время простоя оборудования, уменьшить время производства деталей и приборов и, как следствие, уменьшить производственные расходы.

Список литературы:

1. Тамм Б.Г. и др. Анализ и моделирование производственных систем / Б.Г. Тамм, М.Э. Пуусепп, Р.Р. Таваст; Под общ. ред. Б.Г. Тамма. – М.: Финансы и статистика, 1987. – 191 с.: ил.
2. Дж. Питерсон. Теория сетей Петри. - М.: Мир, 1984. - 158 с.

Автоматизированное формирование электромонтажных чертежей в приборостроении

Коблов Н.Н., Козлов А.А.

Научный руководитель: Коблов Н.Н., к.т.н., доцент

АО «НПЦ «Полус», 634050, Россия, г. Томск, Кирова пр., 56«в»

E-mail: polus@online.tomsk.net

Выпуск электромонтажного чертежа является одним из самых трудоемких этапов в работе инженера-конструктора в приборостроении. Получив от разработчика принципиальную электрическую схему прибора, конструктор должен оформить электромонтажный чертеж, таблицу соединений и таблицу контактов, предварительно организовав оптимальным образом межмодульные соединения проектируемой конструкции с учетом предъявляемых требований. На этом этапе ему необходима вся оперативная

информация о геометрии прокладываемых жгутов, их диаметрах и проводниках в любой точке [1].

Множество требований, предъявляемых к организации межмодульных соединений, можно условно разделить на категории [2]:

- схемотехнические согласно списку цепей, прокладке отдельных цепей (цепи питания, экранированные и т.д.);
- конструктивные, ограничивающие объем свободного места в конструкции, где предполагается прохождение межмодульных жгутов;
- технологические, накладывающие ограничения на используемые типы проводов (свивка проводов, наличие плетенок и т.д.) и типы электрорадиоизделий (распределение токовой нагрузки, максимально допустимое суммарное сечение проводов, распаиваемых на контакты и т.д.).

В настоящий момент в «НПЦ «Полус» разработан программный комплекс проектирования электромонтажных чертежей, отвечающий основным требованиям, предъявляемым к современным программным продуктам, и обладающий следующими основными характеристиками:

- САПР-независимый ввод, хранение, графическое отображение данных электрической схемы;
- входной контроль данных;
- автоматизированное получение таблиц соединений и контактов электрической схемы;
- интерактивная и автоматическая прокладка жгута;
- отображение диаметра, длины и количества проводов в любой точке сегмента прокладываемого жгута;
- формирование отчетов о текущем состоянии данных конструкции;
- экспорт графики электромонтажного чертежа.

При работе приложения (рисунок 1) в качестве входных данных используется файл принципиальной электрической схемы в формате P-CAD 2006 Schematic.

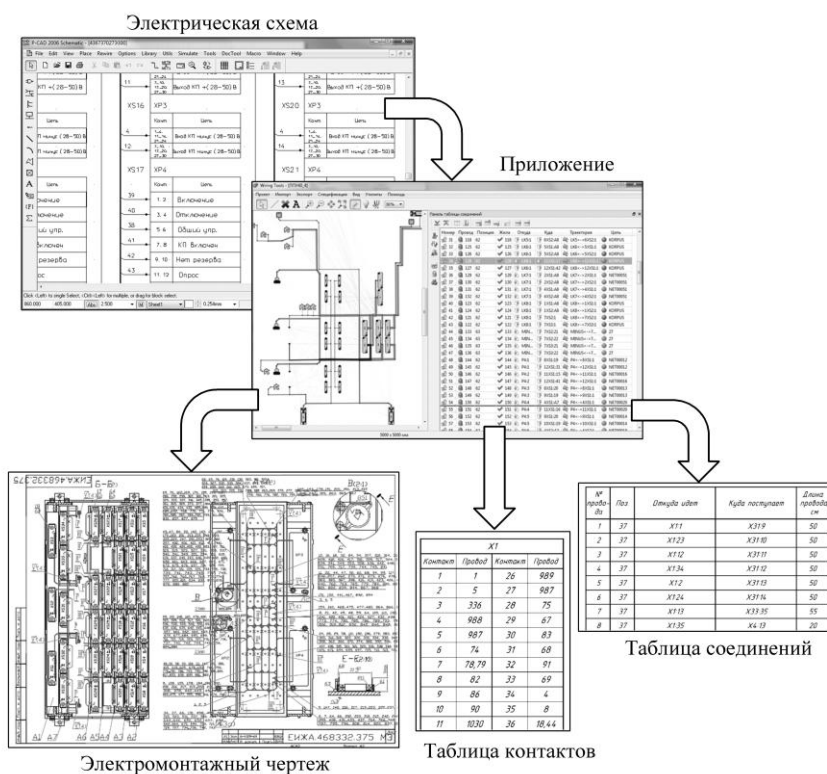


Рисунок 1 – Обобщенная схема работы приложения

Программно-алгоритмический комплекс реализован в виде программного продукта (приложения) с современным графическим пользовательским интерфейсом (рисунок 2). Приложение не нарушает лицензионные соглашения и может поставляться с открытым исходным кодом. В качестве графического программного инструментария использована библиотека Qt. Данная библиотека компонентов графического интерфейса широко применяется в проектировании современных приложений, поставляется с открытым исходным кодом под лицензией LGPL, является переносимой между платформами и адаптирована к взаимодействию с другими библиотеками [3]. Для решения задач раскладки жгутов, хранения и отображения данных электрической схемы применяется библиотека графовых алгоритмов BGL [4]. Для хранения данных о разрешенных типах проводов, разъемов и соединителей электрической схемы применяются базы данных SQLite, поддерживающие стандартные запросы, транзакции и механизм многопользовательского чтения данных.

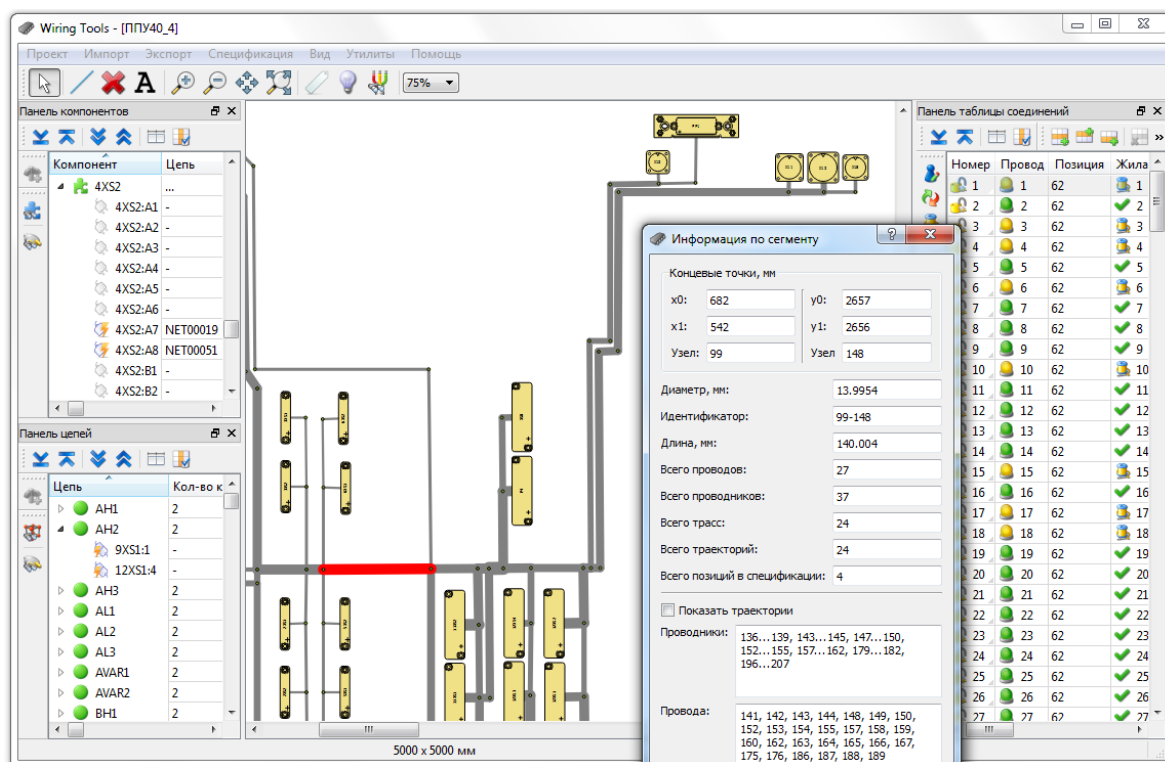


Рисунок 2 – Главное окно приложения

Программное обеспечение позволяет прослеживать траектории прокладываемых жгутов, оценивать их диаметры в каждой точке, контролировать суммарное сечение проводников, распаиваемых на контакты соединителей.

Собственная разработка «НПЦ «Полус» уменьшает трудоемкость выпуска электромонтажных чертежей, исключает несоответствия между таблицей соединений, таблицей контактов и графическим изображением раскладки жгута и успешно используется в конструкторских бюро для автоматизации работы инженеров-конструкторов. На данный момент (апрель 2015 года) с помощью разработанного программно-алгоритмического комплекса успешно выпущено свыше десяти электромонтажных чертежей. В дальнейшем планируется осуществить интеграцию приложения с внедряемой на предприятии автоматизированной системой управления инженерными данными и производством [5].

Список литературы:

1. Алексеев В.П., Коблов Н.Н., Хрулев Г.М. Современные технологии автоматизации проектирования РЭА специального назначения. Томск: Изд-во Ин-та оптики атмосферы СО РАН, 2003. 134 с.
2. Коблов Н.Н., Черватюк В.Д., Чекрыгин С.С. Повышение эффективности проведения изменений в конструкторской документации // Электронные и электромеханические системы и устройства : тез. докл. науч.-техн. конф. молодых специалистов ОАО «НПЦ «Полус». Томск, 2013. С. 213–215.
3. Бланшет Ж., Саммерфилд М. Qt 4: программирование GUI на C++ : пер. с англ. 2-е изд., доп. М. : КУДИЦ-ПРЕСС, 2008. 736 с.
4. Lumsdaine A., Siek J.G., Lie-Quan Lee. The Boost Graph Library: User Guide and Reference Manual. Indianapolis: Addison-Wesley Professional, 2001. 321 p.
5. Коблов Н.Н. Разработка и внедрение автоматизированной системы управления инженерными данными // Электронные и электромеханические системы и устройства : тез. докл. XVIII науч.-техн. конф. (Томск, 22–23 апр. 2010 г.) Томск : Печатная мануфактура, 2010. С. 228–230.

Математическое моделирование статических характеристик газодинамической опоры шарового гироскопа

Кузьма А.А.

Научный руководитель: Голиков А.Н., зав. лаб. каф. ТПС ИНК

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: nastena@tpu.ru

Газодинамическая опора это такая опора, в которой шип и подшипник полностью разделены слоем газовой смазки, а несущая способность образуется за счет появления в зоне малых зазоров повышенного давления, которое обуславливает появление результирующей подъемной силы, уравнивающей массу шипа. Смазывающим веществом в таких опорах является воздух или газ [1].

Применение газодинамической опоры (ГДО) в основном определяется теми особенностями, которые характерны для природы газовой смазки [2]. Газ имеет малую вязкость. Окружающая температура оказывает на нее малое влияние. Еще меньшее влияние на вязкость оказывает давление окружающей среды. Такая стабильность вязкости газовой среды и ее малая величина открывает широкие возможности применения газовых опор в устройствах, работающих на высоких оборотах в широком диапазоне рабочих температур. Газовые опоры также могут применяться в зонах повышенной радиоактивности, поскольку органические смазки в таких условиях теряют свои рабочие свойства. Кроме того, газодинамические опоры, в отличие от любых других, практически не имеют ограничений по сроку службы вследствие отсутствия износа в процессе работы, а также обладают хорошей стабильностью работы [2]. Поэтому, газодинамические опоры находят широкое применение в навигационном приборостроении [1,2], а именно в прецизионных гироскопических приборах.

Основной целью исследований является оценка возможности технической реализации чувствительного элемента на основе гироскопа с газодинамическим подвесом шарового ротора для информационно-измерительных комплексов навигационного сопровождения бурения [1].

Шаровой гироскоп состоит из следующих основных частей: ротора, представляющего собой стандартный подшипниковый шарик, помещенного между двумя полусферическими чашами. Шар имеет осевое отверстие, в полюсных частях которого расположены подвижные элементы датчика угла, вмонтированного в осевое отверстие чаш.

Сферические поверхности чаш обработаны таким образом, чтобы диаметр образующей сферы был на $5\div 10$ мкм больше фактического диаметра шарика. За счет этого достигается начальный зазор, необходимый для работы подвеса в режиме газовой смазки. Ротор приводится во вращение электромагнитным полем статора, запитанного от трехфазной сети 36–40 В, частотой 500–1000 Гц.

При вращении ротора, газ, в силу своей вязкости, вовлекается в начальный зазор между чашами и ротором, и при дальнейшем притоке газа в зазоре возникает избыточное давление вследствие чего ротор «всплывает», и при его вращении с номинальной скоростью обеспечивается режим постоянной газовой смазки.

Полусферическая конфигурация рабочих поверхностей ГДО была выбрана именно потому, что она является наиболее целесообразной с точки зрения обеспечения достаточных запасов по несущей способности и жесткости газодинамической опоры, а также стабильности положения оси вращения шарового гироскопа [1].

Применение данного типа подвеса в информационно-измерительных комплексах подразумевает, что опора будет работать в жестких механических и климатических условиях. Поэтому, теоретические и экспериментальные исследования необходимы для оценки работоспособности ГДО в таких условиях.

К основным характеристикам, совокупность которых характеризует эффективность, эксплуатационную надежность и экономичность узлов с газовой смазкой, относятся: несущая способность, жесткость опоры, величина моментов вязкого и сухого трения (значение последнего важно только в первоначальный момент запуска) [1].

На характеристики газодинамической опоры, и в первую очередь на ее несущую способность, влияет ряд геометрических характеристик (радиус опоры, зазор, наличие канавок и т.п.), параметры газовой среды (вязкость, длина свободного пробега молекул газа, давление и температура), магнитное тяжение, вызванное электроприводом, геометрические погрешности контактных поверхностей, а также нагнетательная способность микропрофиля опоры, если таковой имеется, и т.д. [3].

Построение характеристик сферических опор, как правило, требует сложной математической постановки. Современные программные продукты позволяют решать некоторые основные задачи газовой динамики. Среди прочих, наиболее подходящими для решения данной задачи, можно отметить следующие: LS-DYNA, ABAQUS, ANSYS, Flow Vision и др.

Математическая модель базируется на решении системы уравнений, основанных на фундаментальных законах сохранения массы, импульса и энергии. Система замыкается начальными и граничными условиями, а также определяющими соотношениями. При учете эффектов, не учитываемых сгруппированной системой уравнений, в систему вводили специальные уравнения модели турбулентности и пр. В конечном счете, полученная синтезированная система представляет собой уравнение Навье-Стокса, которое является общим уравнением динамики ламинарных потоков вязкого газа.

Список литературы:

1. А.А. Кузьма, М.С. Плеханов, А.Н. Голиков. Разработка и некоторые исследования элементов для гироскопа с газодинамическим подвесом шарового ротора // Контроль. Диагностика №13, 2012 г.
2. И.В. Яковлев. Статические характеристики сферических газодинамических опор // сборник трудов МАИ «Исследование вибраций, прочности и конструкции деталей авиадвигателей». М., «Машиностроение», 1968.
3. Дубинин А.В., Смолян К.В. Зависимость несущей способности газодинамической опоры динамически настраиваемого гироскопа от зазоров в газодинамической опоре // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2012.

Проектирование космических аппаратов с использованием 3D моделирования

Кухарев А.С., Доржиева С.Б.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: andrei050495@mail.ru

В настоящее время моделирование постепенно становится одним из основных инструментов создания сложных инженерных объектов. Наиболее выражена эта тенденция в космической отрасли, так как космические системы, как правило, чрезвычайно сложны и дорогостоящи и требуют, с одной стороны, тщательной отработки и обеспечения максимальной надежности, с другой — экономии средств.

При проектировании космических аппаратов особую роль играет трехмерное моделирование конструкции и компоновки – это экономически эффективно и позволяет получить первые результаты непосредственно с самого начала моделирования.

Создание космических аппаратов представляет собой очень сложный процесс, что связано с множеством самых разнообразных и трудно формализуемых факторов.

На начальном этапе проектирования космического аппарата, как правило, имеется ограниченный набор исходных данных. Но за время существования космической отрасли накоплен большой теоретический и практический материал, позволяющий построить компьютерные модели, описывающие состав бортовых систем и конструкцию космического аппарата с любой степенью точности [1].

Так как построение физической модели будущего космического аппарата представляет собой сложный и долгий по времени процесс, то целесообразным является построение компьютерной модели в системах автоматизированного проектирования. Это дает возможность, во-первых, визуально представить космический аппарат, во-вторых, можно исследовать конструкцию на предмет эксплуатационных характеристик. Такими характеристиками являются прочность, надежность, материал, подъемная сила космического аппарата и другие. Модель позволяет учесть влияние таких внешних факторов, как состояние перегрузки, вибрационное воздействие, тепловое и радиационное излучение и других.

Сам процесс проектирования космического аппарата тоже довольно длительный и дорогостоящий. И поэтому с помощью систем автоматизированного проектирования есть возможность в процессе проектирования и разработки космического аппарата создать трехмерные модели до начала изготовления деталей. Значительный объем задач макетирования возможно реализовать на 3D-модели изделия. САПР имеют специализированные инструменты для выполнения моделей с учетом технологических и прочих особенностей. Применение этих инструментов существенно снижает объем модели и повышает удобство работы с ней. Это позволяет выявить ошибки и недоработки на более ранних этапах, а, следовательно, уменьшает общее время изготовления изделия.

Исходя из условий обеспечения выполнения задач макетирования, к электронной модели изделия можно предъявить следующие требования:

- 3D-модель должна максимально соответствовать конструкторской документации. К сожалению, добиться полного соответствия очень трудно по той причине, что при разработке трехмерной модели по различным причинам допускаются допущения и некоторые отличия;
- создание модели должно осуществляться с помощью одной CAD-системы с использованием единой системы управления инженерными данными. Возможно создание отдельных узлов и блоков в различных CAD-системах с последующим конвертированием моделей;
- модели подвижных элементов должны позволять отображать их штатное срабатывание;

- помимо приборов, агрегатов и систем должны быть смоделированы технологические процессы их установки в изделие в тех случаях, когда большие габариты и масса приборов, агрегатов, систем, минимальные зазоры в зонах установки или отсутствие возможности визуального контроля переводят технологические процессы в разряд критических;
- при моделировании технологических процессов должны быть созданы модели технологического оборудования в случае его применения при монтаже приборов, агрегатов и систем;
- трехмерная модель изделия должна позволять отображать разборку его на модули и агрегаты. При этом создаваемые материалы могут войти в эксплуатационную документацию, в частности в интерактивные электронные технические руководства.

На рис. 1 приведена 3D модель лунного ровера, который обеспечивает посадку и работу на поверхности Луны. На рис. 2 представлен комплекс, спроектированный в CAD-системе, обеспечивающий панорамную съемку на Луне.

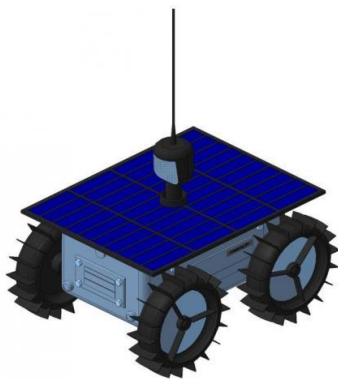


Рисунок 1 - 3D модель лунного ровера

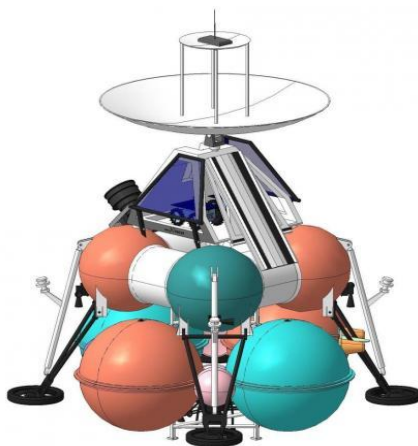


Рисунок 2 - 3D модель комплекса для панорамной съемки на Луне

Применение комплексного подхода в моделировании:

- сокращает срок разработки документации по изделию и уменьшает время ее согласования;
- эффективность моделирования пропорциональна приложенным усилиям;
- применение визуализации моделирования операций над изделием повышает эффективность взаимодействия подразделений при разработке документации;
- создание модели сокращает сроки макетно-конструкторских испытаний [2].

Таким образом, применение трехмерного моделирования при проектировании космических аппаратов экономически эффективно, позволяет устранить ошибки

проектирования на ранних этапах, сокращает сроки проектирования и изготовления аппаратов.

Список литературы:

1. Гуцин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. М., Машиностроение, 2003. – 272 с.
2. Журнал «САПР и графика»¹. Особенности процесса создания трехмерной модели конструкции космического аппарата дистанционного зондирования. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.sapr.ru/article.aspx?id=22132&iid=1013>, режим доступа - свободный.

Способ автоматизированного проектирования ТП механической обработки деталей с использованием объектного представления данных

Лапига А.С.

Научный руководитель: Выслоух С.П., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: lapiga.alex@gmail.com

Современные автоматизированные системы проектирования технологических процессов (ТП) механической обработки деталей основываются на обработке данных, введенных пользователем, либо полученных из базы данных. Технологический процесс является сложным для формализации, поскольку для его проектирования необходимо учитывать множество факторов, таких, как условия производства, возможности оборудования, сложность детали и т.п. Для каких-то единичных случаев можно создать такую систему автоматизированного проектирования технологических процессов (САПР ТП), в которой будут жестко заложены алгоритмы проектирования технологических операций. Но такая САПР ТП будет иметь ограниченное применение, а любое изменение условий производства приведет к необходимости программно реализовывать новые алгоритмы проектирования, что равнозначно созданию новой САПР ТП для новых условий производства. Поэтому важно создать такую САПР ТП, которая будет гибкой и позволит минимизировать участие пользователя-проектировщика в разработке ТП. Проектируя ТП механической обработки детали в ручном режиме или с помощью низкоуровневой САПР ТП в режиме диалога, инженер-технолог использует собственный опыт, определённые знания, правила и законы проектирования технологических процессов. Такой подход требует значительных затрат времени и соответствующей квалификации технолога-проектировщика. Поэтому разработка новых принципов, методик и алгоритмов для систем автоматизации проектирования технологических процессов является актуальной и перспективной задачей.

Чтобы повысить эффективность работы САПР ТП, нужно применить такой подход, в котором определенные правила проектирования будут заложены в систему не жестко и будет существовать возможность их изменения в зависимости от условий производства. Часто для сокращения времени проектирования на производствах используют групповые технологические процессы, т.е. ТП на конструкторски различные, но технологически однородные изделия. Проектирование технологии ведется для типового представителя или комплексной детали, которые концентрируют в себе характеристики типа или группы и заменяют собой всю совокупность деталей. Это упрощает процесс проектирования, который ведется по обычной методике, применимой для единичной технологии. Также иногда применяется модульная технология – вид технологии, основанной на представлении детали совокупностью модулей поверхностей (МП), построении технологического процесса детали из модулей технологического процесса изготовления (МТИ), которые являются законченными частями процесса по изготовлению МП [1]. В том или ином случае

определение типа детали, форм поверхностей, их взаиморасположение, ввод габаритов детали, размеров, точности ее поверхностей выполняется технологом-проектировщиком либо вручную при ручном проектировании, либо в режиме диалога при автоматизированном проектировании. Гораздо эффективней будет такой способ получения начальных данных, при котором часть информации получается автоматически из 3D-модели детали (например, размеры поверхностей, их шероховатость, допуски и т.п.), а часть – выбирается из базы данных (например, данные, необходимые для определения припусков на обработку или режимы резания). И только те данные, которые невозможно получить из 3D-модели детали или базы данных, указываются проектировщиком в режиме диалога (например, размеры заготовки, способ ее получения и т.п.).

Предлагается способ автоматизированного проектирования ТП механической обработки деталей, который включает в себя группой ТП с элементами МТИ. При этом вышеперечисленные действия по определению начальной информации для проектирования выполняет САПР ТП, а технолог-проектировщик только контролирует правильность выполнения работ и в случае необходимости производит корректировку. Для реализации поставленной задачи необходимо, чтобы 3D-модели комплексной детали, и детали, для которой проектируется ТП, определялись как совокупность наборов связанных между собой геометрических элементов, которые могут обрабатываться САПР. Одним из подходов может быть применение языка описания данных EXPRESS и принципов стандарта STEP. 3D-модель, описанная на языке EXPRESS с помощью прикладного протокола STEP, представляет собой структуру данных, состоящую из определенных взаимосвязанных сущностей. Каждая сущность – это геометрический элемент детали, такой, как грань, поверхность и т.п. Прикладным протоколом в STEP называют информационную модель определенного приложения, которая описывает с высокой степенью полноты множество сущностей, имеющих в приложении, вместе с их атрибутами, и выражена средствами языка EXPRESS. Предполагается, что эта модель содержит в себе описание данных любой конкретной задачи соответствующего приложения, т.е. практические информационные модели прикладных задач оказываются частными случаями прикладных протоколов [2]. На основании данных прикладного протокола можно получить формы поверхностей детали, их размеры и взаиморасположение. При загрузке комплексной 3D-модели детали, определенной через прикладной протокол STEP, в САПР ТП автоматически выполняется ее разделение на конкретные поверхности с определением их форм, размеров и взаимосвязи. Для каждой поверхности технологом-проектировщиком задается технология ее механической обработки с учетом возможных размеров, точности, шероховатости данной поверхности, ее размещения относительно других поверхностей. В результате будут определены варианты ТП механической обработки комплексной детали, которые не прописаны жестко в системе и в случае изменений условий производства их можно будет откорректировать. При этом любой элемент ТП представляется как некий объект (например, точение, инструмент, режимы резания и т.п.). В свою очередь любой объект имеет свои свойства. Например, объект «режимы резания» имеет такие свойства как подача, скорость и глубина резания. Кроме того, свойством объекта может выступать и другой объект (например, объект «технологический переход» выступает свойством для объекта «операция»). Таким образом производится формализация технологического процесса, и создается определенная конкретная структура элементов ТП, что позволяет обеспечить взаимосвязанность данных и легкость обработки информации.

Для проектирования ТП механической обработки конкретной детали в предложенной САПР ТП необходимо загрузить ее 3D-модель в виде обменного файла формата STEP. Во время загрузки автоматически будут переделены для данной детали ее поверхности, их размеры, точность и т.п. Далее идет сравнение поверхностей комплексной детали и проектируемой детали. На программном уровне это означает, что каждая поверхность представляет собой некий объект и фактически идет сравнение объектов по их определенным свойствам, например, по форме, взаимном расположении и т.п. Если

проектируемую поверхность удалось найти, то для нее выбирается массив ТП ее механической обработки. Затем на этот массив накладываются ограничения в виде конкретных размеров проектируемой поверхности, их точности, шероховатости и т.п. Таким образом, возможно получить ТП механической обработки всей детали в целом. Кроме того, если для комплексной детали кроме технологических процессов ее изготовления еще заложить заготовки управляющих программ для станков с числовым программным управлением в виде промежуточных программ на языке проектирования одной из САПР, то в результате проектирования можно получить обрабатывающую программу детали в целом. Данную промежуточную программу можно загрузить в САПР, в случае необходимости откорректировать и проверить правильностью ее выполнение. Такой подход позволяет значительно сократить время на разработку таких управляющих программ. Более того, в данном случае управляющая программа будет, как элемент проектирования, зависеть от ТП изготовления детали.

Объединив объектное представление 3D-модели детали с объектным представлением технологии ее механической обработки, включая и управляющие программы для станков с ЧПУ, можно получить конкретную информационную модель проектируемой детали. Совокупность таких информационных моделей можно хранить в специальном репозитории для дальнейшего использования.

Представленный способ автоматизированного проектирования ТП механической обработки типовых поверхностей деталей приборов и машин с использованием объектного представления данных на основании комплекса стандартов STEP позволяет сократить и удешевить общий цикл проектирования и производства. Также одним из основных преимуществ использования стандарта STEP является то, что он задает способы реализации обмена данных, которые предоставлены в соответствии с полной моделью изделия, при этом они не зависят от программных продуктов и аппаратных средств, которые применяются участниками жизненного цикла изделия [3].

Список литературы:

1. Машиностроение. Энциклопедия. Технология изготовления деталей машин Т. III-3/ А.М. Дальский, А.Г. Суслов, Ю.Ф. Назаров и др.; Под общ. ред. А.Г. Суслова – М.: М38 Машиностроение, 2000. – 840с., ил.
2. Норенков И.П. Основы автоматизированного проектирования: Учеб. для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 336с.
3. Сосонкин В.Л., Мартинов Г.М. Системы числового программного управления: Учеб. Пособие. – М.: Логос, 2005. – 296 с.

Разработка конструкции несущего основания

Почухнева Е.Л., Довыденко Е.А.

Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: pazitivvchik93@mail.ru, dovidenko92@mail.ru

В наши дни область применения радиоэлектроники стала поистине безгранична. Радиоэлектроника обеспечивает программу завоевания человеком космического пространства, запуск межконтинентальных баллистических ракет и искусственных спутников Земли, возвращение на Землю первых космических кораблей.

К радиоэлектронной аппаратуре, используемой на космических аппаратах, предъявляются наиболее жесткие требования, чем к какой-либо другой (наземная, морская, самолетная). Поэтому при проектировании такой аппаратуры следует учитывать влияние большого числа факторов:

- ✓ вакуум (пониженное давление до 10^{-6} мм. рт. ст.);
- ✓ вибрации и удары;
- ✓ способы отвода тепла в условиях вакуума;
- ✓ космическое ионизирующее излучение и проч.

Основания узлов, как правило, изготавливаются из как можно более легких, но, тем не менее, прочных материалов, которые должны также соответствовать по тепловым и эксплуатационным параметрам требованиям технического задания. Такими материалами служат алюминиевые и магниевые сплавы. Так как разрабатываемое изделие будет использоваться в составе блока, устанавливаемого на космический аппарат, то важным является снижение массогабаритных показателей изделия.

Массу блока предполагается снизить путем использования в качестве материала основания магниевых сплавов вместо алюминия. Габаритные размеры узла ограничиваются размерами остальных узлов, входящих в состав системы преобразования и управления, и способом их компоновки в блоке. Для уменьшения массы также возможно предусмотреть вырезы и отверстия в основании узла без потери необходимой жесткости конструкции.

Реализацию технологических требований целесообразно осуществить путем использования типовых технологических процессов, стандартных и унифицированных элементов конструкции и электрорадиоизделий.

Отвод тепла от узла будет обеспечиваться с помощью теплопроводности через контакт посадочной поверхности узла на посадочную поверхность прибора. Распределение теплового потока по поверхности прибора должно обеспечивать среднюю плотность теплового потока через посадочное место не более $0,2 \text{ Вт/см}^2$. Толщина основания узла должна быть не менее 2 мм. Теплопроводность материала основания не менее 130 Вт/(м·К) . Посадочная плоскость прибора должна быть выполнена с чистотой обработки $Ra \leq 2,5$ и допуском плоскостности не более $0,1/100 \times 100 \text{ мм}$. Конструкция основания спроектирована в программе SolidWorks [1] и представлена на рисунке 1.

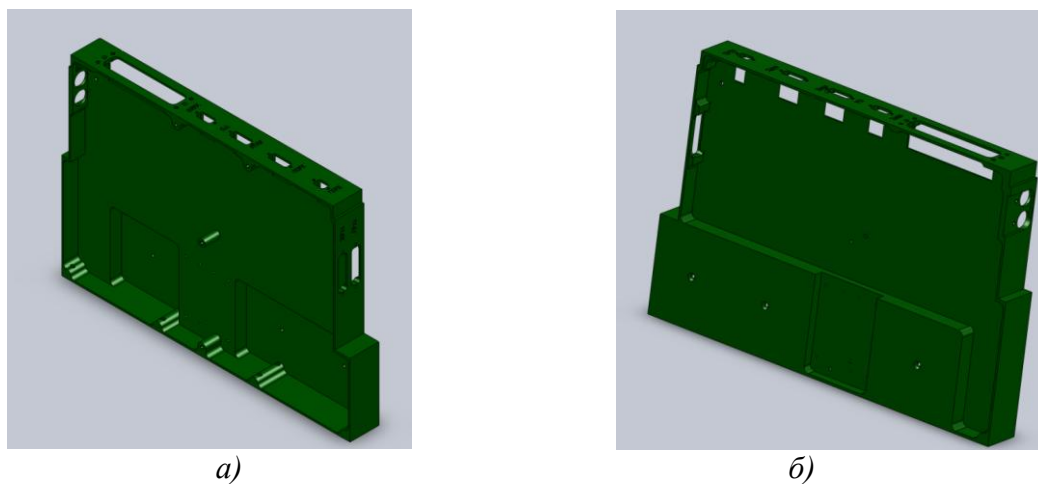


Рисунок 1 – Конструкция основания УВ: а) вид спереди; б) вид сзади

Выбор и назначение материалов необходимо производить из числа включенных в требования к материалам, разрешенных к применению в космических аппаратах. Все материалы, используемые в конструкции, должны быть квалифицированы на условия хранения и эксплуатации и на предполагаемое назначение. Все неметаллические материалы, применяемые вне герметичных узлов или контейнеров, должны быть оценены по газовыделению при термовакuumном воздействии в соответствии с ГОСТ Р 50109-92.

В приборе должны использоваться конструкционные материалы, исключаящие в условиях эксплуатации образование агрессивных и токопроводящих сред, приводящих к разрушению конструкции и электрическим пробоям. В приборе должна быть гарантирована

совместимость используемых материалов со всеми компонентами, с которыми они контактируют во время наземной и летной эксплуатации.

Химические и лакокрасочные покрытия, применяемые при изготовлении основания, не должны содержать токсичных и легко воспламеняемых веществ, чтобы не создавать опасности причинения вреда здоровью персонала как при изготовлении, сборке и настройке изделий, так и при их эксплуатации.

Основания узлов изготавливают из магниевого проката марки МА2-1 ГОСТ 21990-76. Выбор данного материала обусловлен, главным образом, снижением массы проектируемых приборов. Использование алюминиевых сплавов не представляется целесообразным из-за того, что их удельный вес выше практически в 1,5 раза. В таблице 1 приведен сравнительный анализ характеристик алюминиевых сплавов с магниевым сплавом МА2-1.

Из таблицы 1 видно, что сплав МА2-1 значительно уступает алюминиевым сплавам лишь по значению коэффициента теплопроводности. Тем не менее, данный параметр соответствует требованиям обеспечения отвода тепла с узла даже при эксплуатации изделия в глубоком вакууме ($p \approx 10^{-6}$ Па). В этом случае главным фактором при выборе материала был его удельный вес, так как он позволяет значительно снизить массовые характеристики и узла устройства управления разрядом, и всего прибора СПУ в целом.

Таблица 1 – Характеристики сплавов

Марка материала	Удельный вес γ , $\frac{г}{см^3}$	Коэффициент теплопроводности λ , $\frac{Вт}{(м \cdot К)}$	Временное сопротивление по разрыву σ_b , $\frac{кг \cdot с}{мм^2}$	Предел текучести при растяжении $\sigma_{0,2}$, $\frac{кг \cdot с}{мм^2}$
АМг2М	2,67	142	19	8
АМг6М	2,64	120	30	15
Д16	2,78	193	44	29
МА2-1	1,79	69,1	26	16

Используемый магниевый прокат выпускается плитами различной толщины (см. таблица 2). Для разрабатываемой конструкции выберем прокат толщиной 30 мм (плита МА2-1 30 ГОСТ 21990-76). Этот выбор зависит от высоты применяемых ЭРИ и их расположения.

Таблица 2 – Плиты из магниевых сплавов

Марка сплава	Предельное отклонение по толщине плит, мм										
	±0,5		±0,75		±1,0		±1,5		±2,0		
	Толщина плит, мм										
МА2-1	12,0	16,0	20,0	22,0	25,0	30,0	32,0	35,0	40,0	45,0	50,0

В завершении проектирования несущего основания проводится расчет массы для того, чтобы проверить соответствует ли масса проектируемого узла требованиям технического задания.

Расчет массы основания производится в программе SolidWorks 2010. Для этого необходимо знать значение плотности материала. Значение плотности магниевого сплава МА2-1 $\rho=1,79$ кг/м³.

Масса спроектированного основания равна 339 гр. Что удовлетворяет требованиям технического задания (339 гр < 400гр).

Список литературы:

1. SolidWork Web Help. Пособие по работе с системой. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://help.solidworks.com/HelpProducts.aspx/>, свободный. – Загл. с экрана.

Распознавание образов как эффективный инструментальный решения технологических задач

Сергиенко А.А.

Научный руководитель: Вислоух С.П., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: sergiyenko.olexandr@gmail.com

Современное приборостроение, особенно космическое, характеризуется применением новых конструкционных материалов, которые отличаются своим химическим составом и физико-механическими характеристиками.

Для изготовления деталей из этих материалов возникает необходимость установления таких методов и условий обработки, которые обеспечивают необходимые качественные характеристики этих деталей с наименьшей себестоимостью.

Решение данной задачи возможно путем проведения соответствующих экспериментальных исследований. Однако это связано с большими затратами материальных и энергетических ресурсов, а также времени на исследования.

С целью определения рациональных методов и условий обработки новых конструкционных материалов предлагается использовать эффективные методы распознавания образов, которые базируются на применении методов многомерного статистического анализа [1].

Для реализации данной методики все материалы, из которых изготавливаются детали на предприятиях отрасли, классифицируются по совокупности их физико-механических характеристик и химическому составу, используя методы кластерного анализа. Для каждой классификационной группы материалов методами дискриминантного анализа определяется классификационная функция. Полученные таким образом функции служат основой для определения группы материалов, к которой относится новый конструкционных материал. Из полученной классификационной группы выбирается материал, который по совокупности его характеристик является наиболее близким к новому обрабатываемого материалу. Методы и условия обработки этого материала-аналога являются основой для определения соответствующих параметров обработки нового материала [2].

Используя методы факторного анализа к информации о характеристиках материалов полученной классификационной группы, определяются поправочные коэффициенты на режимы обработки нового материала с учетом его реальных данных (химического состава и физико-механических характеристик). Откорректированные режимы обработки нового материала будут решением поставленной задачи [3].

Таким образом, применение методов классификации и распознавания образов позволяет значительно сократить материальные, энергетические и временные затраты при решении технологических задач.

Список литературы:

1. Айвазян С.А. Мешалкин Л.Д. Прикладная статистика. Классификации и снижение размерности: справочное издание /С.А. Айвазян, В.М. Бухштабер, И.С. Енюков. – М.: Финансы и статистика, 1998. – 587 с.
2. Вислоух С.П. Інформаційні технології в задачах технологічної підготовки приладотехнічного виробництва: моногр. / С.П. Вислоух. – К.: НТУУ “КПІ”, 2011. – 488 с.
3. Вислоух С.П., Барандич К.С., Волошко О.В. Методика визначення раціональних режимів обробки конструкційних матеріалів. //Вісник НТУУ „КПІ”. Серія приладобудування. – 2011. – Вип. 41. – С. 110–119.

Применение средств искусственных нейронных сетей при решении технологических задач

Топал А.В.

Научный руководитель: Выслоух С. П., к.т.н., доцент

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

Украина, 03056, г. Киев, пр. Победы, 37

E-mail: optimist13@mail.ua

Требования к качеству деталей приборов, которые применяются в космическом приборостроении, намного более жесткие, чем для обычных деталей приборов. При всем этом инженерия постоянно стремиться к повышению точности и надежности работы приборов, чего можно достичь многими способами. Одним из возможных способов повышения качества приборов является обеспечение необходимых характеристик их комплектующих, которые подлежат изготовлению. В связи с постоянно возрастающей номенклатурой деталей, которые применяются в космическом приборостроении, очень важно применение новых методов автоматизации разработки технологических процессов изготовления деталей с минимальными затратами времени [1].

Поэтому актуальной является задача применения новых методов автоматизации технологической подготовки производства (ТПП), с помощью которых можно решать вопросы, возникающие в процессе проектирования. Поставлена задача повышения эффективности решения задач ТПП путем применения современных методов и средств [2]. Предлагается с этой целью использовать широкие возможности искусственных нейронных сетей [3]. Исходя из поставленной задачи, разработана методика и соответствующий алгоритм, с помощью которых можно решать различные технологические задачи, в частности, проектировать технологические процессы изготовления деталей приборов.

Согласно предлагаемой методике на предприятии создается база данных, которая включает конструктивные и технологические характеристики изготавливаемых деталей. Средствами искусственной нейронной сети по совокупности конструктивных и технологических признаков детали, которая подлежит изготовлению, из базы данных определяется деталь-аналог. Полученный таким образом технологический процесс (ТП) изготовления детали-аналога будет основой для создания нового единичного ТП. На следующем этапе технологического проектирования определяются рациональные технологические параметры процесса обработки детали, что включает в себя определение необходимого оборудования, приспособлений, оптимального режущего инструмента, режимов обработки, а также норм времени с учетом конструктивных и технологических характеристик новой детали. Практически каждый этап проектирования, согласно предлагаемой методике, осуществляется с использованием искусственных нейронных сетей, что позволяет повысить точность результатов проектирования, а также снизить затраты, необходимые для получения ТП обработки данной детали, либо же детали, которая изготавливается из нового конструкционного материала.

Созданная на основе этой методики подсистема проектирования позволяет сократить время решения задач ТПП и повысить качество получаемых решений.

Список литературы:

1. Кондаков А.И. САПР технологических процессов: Учебник для студентов высших учебных заведений. – М.: Издательский центр «Академия», 2007. – 272 с.
2. Antonyuk V.S., Vysloukh S.P. Information technology in deciding of technological problems in instrument making and machine engineering. /Вісник Національного університету "Львівська політехніка" № 760. – Львів: 2013. – С. 101-105.
3. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс, 2-е издание.: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2008. – 1104 с.

Создание между предприятиями единого информационного пространства технической документации

Черватюк В.Д., Коблов Н.Н.

Научный руководитель: Борицов В.Н., д.т.н., директор ИНК ТПУ

АО «Научно-производственный центр «Полюс», г. Томск, пр. Кирова, д. 56 «в»

E-mail: sveto-gor@yandex.ru

Большинство действующих российских производств унаследовало с прошлого века принципы создания и обработки документации, когда практически все потоки информации как внутри самих предприятий, так и при взаимодействии с внешними партнерами реализуются с помощью бумажного документооборота (рисунок 1).

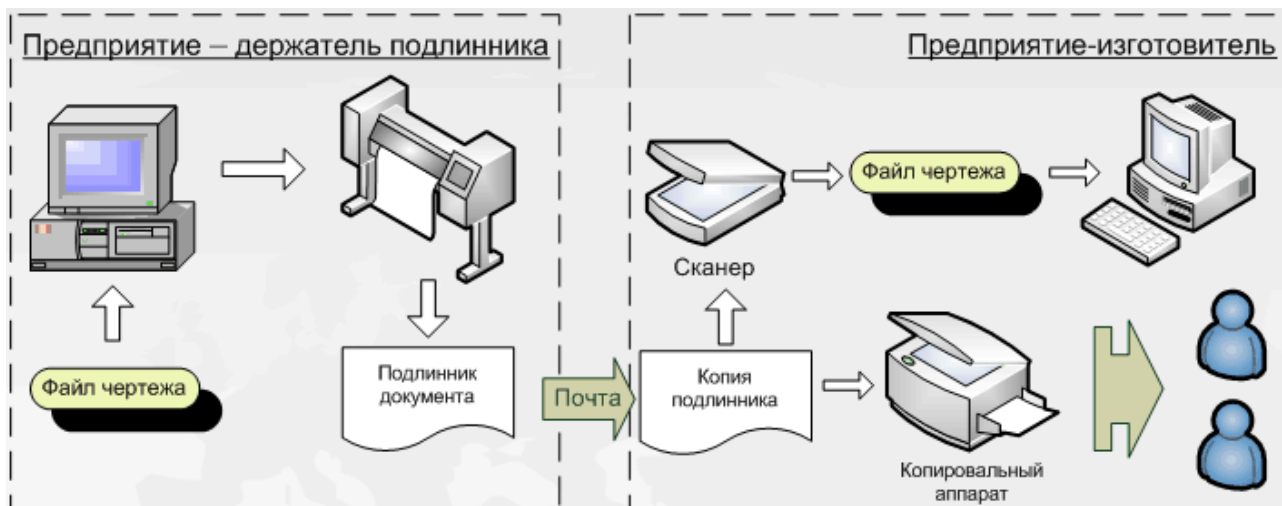


Рисунок 1 – Традиционная схема (в бумаге) передачи технической документации

Основными недостатками такого подхода являются низкая скорость создания, обработки и передачи технической документации и резкий рост ее объемов по мере усложнения изделий.

Переход предприятий к действительно безбумажным технологиям проектирования, производства и эксплуатации продукции позволяет многократно ускорить доставку документов нужным лицам, обеспечить параллелизм обсуждения, контроля и утверждения результатов работы, существенно сократить длительность процессов.

В соответствии с концепцией информатизации Роскосмоса [1] и политикой предприятия в области качества, а также исходя из развития сквозной комплексной САПР в НПЦ «Полюс» [2] разработана автоматизированная система управления инженерными данными и производством (АСУ ИДиП) [3] на всех этапах жизненного цикла изделия. Эта система (рисунок 2) предназначена для построения на предприятии единого информационного пространства с целью разработки, согласования, хранения, внесения изменений, обращения электронной технической документации, ведения состава изделия в электронном виде.

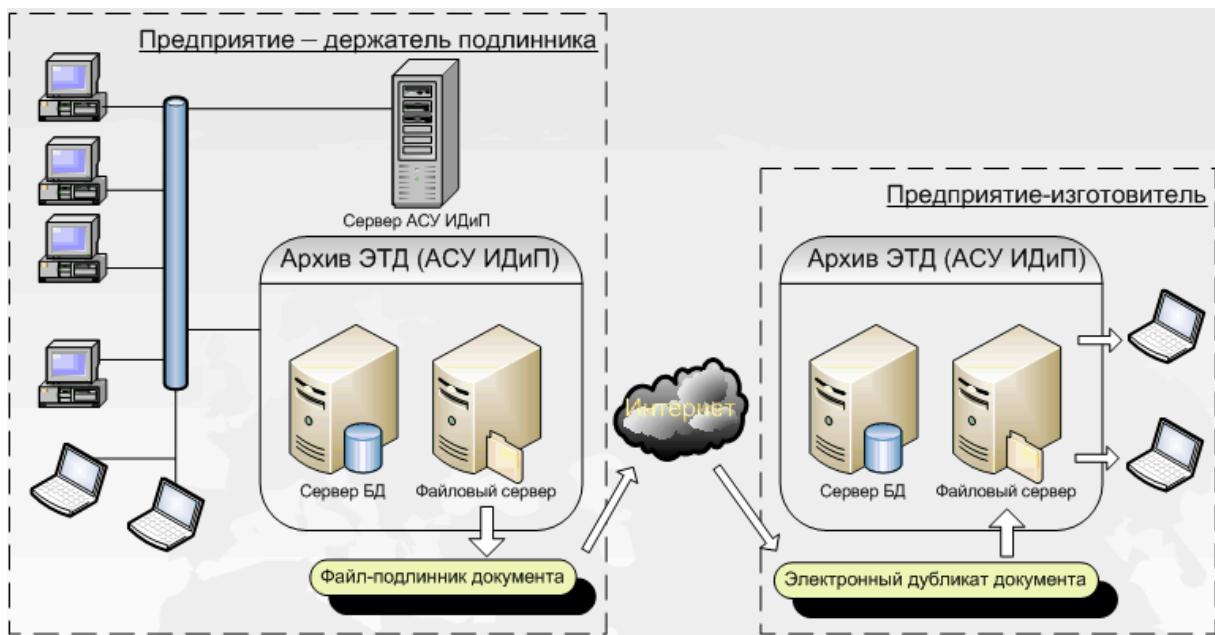


Рисунок 2 – Схема передачи электронной технической документации

В АСУ ИДиП для перехода к безбумажной технологии проектирования и обмена технической документацией решены следующие принципиальные задачи:

- для каждого документа, находящегося в системе, создается электронная карточка, содержащая сведения обо всех изменениях, авторе, дате занесения и состоянии изменения;
- в системе автоматически формируются электронные альбомы конструкторской документации по спецификациям (рисунок 3);

Заказ	И...	Дата вып...	Дата посл...	Автор последнего и...	По А
КАС-712К2	Комплекс автоматич...	37169			
ЕИЖА 301261.162	Крыша	Архив	Спецификация	37169	0 28.05.2013... 04.06.2013... Иванова Т.В. КБ
ЕИЖА 301261.162 СБ	Крыша	Архив	Сборочный чертеж	37169	0 28.05.2013... 04.06.2013... Иванова Т.В. КБ
ЕИЖА 411734.033 ПС	Паспорт	Проектирование	Паспорт	37169	0 25.11.2013... 12.03.2014... Шареев А.В. Ла
ЕИЖА 566111.120	Комплекс авт...	37169	1 30.04.2013... 14.11.2013... Шареев А.В. КБ		

И...	Занес лис...	Нов. листы	Аннулир. л...	Всего лист...	Обозначение ИИ	Автор	Дата	Состояние	Итера...	Режи...
0				37	Акт № 37-37169-4	Некипелова О.В.	13.11.2012 13:54:54	Аннулирован	22	
1	2, 5, 10, ...			37	ЕИЖА 37-37169-1	Круае С.О.	12.04.2013 11:27:03	Архив	11	
2	14, 26, ...			37	ЕИЖА 37-37169...	Некипелова О.В.	16.01.2014 9:58:02	Проектиров...	4	

Рисунок 3 – Электронная карточка изменения документа

– разработан и внедрен механизм, позволяющий осуществлять печать подлинников технических документов непосредственно на рабочих местах, не дожидаясь рассылки в бумажном виде из архива;

– вместо рассылки документов в бумажном виде система автоматически информирует пользователя о выходе новой версии распечатанного ранее документа;

– разработан механизм, позволяющий осуществлять в электронном виде обмен проектной документацией между предприятиями. Предприятие – держатель подлинника передает комплект конструкторской документации в электронном виде предприятию-изготовителю. Предусмотрена возможность передачи документов в зашифрованном виде. В комплект передаваемых файлов входят удостоверяющий лист документа, файл – подлинник электронного технического документа, файл реквизитов передаваемого документа в структурированном виде (формат XML), файл – сравнение с предыдущим изменением. Обратно при необходимости в таком же формате передаются предварительные извещения. При выпуске новых извещений об изменениях системой проставляются отметки о погашении предварительных извещений.

По состоянию на март 2015 г. отправка отдельных конструкторских документов в электронном виде осуществляется на следующие предприятия: ФГУП «РКЦ «Прогресс» (г. Самара), АО «ИСС» (г. Железногорск), ОАО «ГРЦ им. академика В.П. Макеева» (г. Миасс), ОАО «ОКБМ Африкантов» (г. Н. Новгород), ОАО «ЦКБМТ «Рубин» (г. Санкт-Петербург), ООО «НТК «Криогенная техника» (г. Омск) и ОАО «НПО «Гидромаш» (г. Москва). На ФГУП «ПО «Октябрь» (г. Каменск-Уральский), в АО «ИСС» (г. Железногорск) и в ОАО «БЭМЗ» (г. Бердск) проведены работы по установке АСУ ИДиП и передаче в электронном виде всего комплекта документации на изделие.

Благодаря разработанной в НПО «Полус» АСУ ИДиП на всех этапах жизненного цикла изделия создан полноценный архив электронных подлинников. Как следствие, появилась возможность существенно повысить эффективность и качество разрабатываемых на предприятии изделий. Заложенные в АСУ ИДиП механизмы позволяют развивать начатый проект на приборостроительных и машиностроительных предприятиях до уровня отраслевого решения.

Список литературы:

1. Концепция информатизации Роскосмоса, утверждена 01.03.2010 / Федеральное космическое агентство. URL: <http://www.federspace.ru/main.php?id=13&did=928&print=1> (дата обращения: 01.09.2014).

2. Алексеев В.П., Коблов Н.Н., Хрулев Г.М. Современные технологии автоматизации проектирования РЭА специального назначения. Томск : Изд-во Ин-та оптики атмосферы СО РАН, 2003.

3. Коблов Н.Н. Разработка и внедрение автоматизированной системы управления инженерными данными // Электронные и электромеханические системы и устройства : тез. докл. XVIII науч.-техн. конф. (Томск, 22–23 апр. 2010 г.). Томск : Печатная мануфактура, 2010. С. 228–230.

Наземный комплекс управления малым космическим аппаратом

Шевнин Е.А.

Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент кафедры ТПС
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: shevnin92@mail.ru

В феврале 1994 г. в интервью газете «Мегаполис-Экспресс» академик М.Ф. Решетнев отмечал, что во всем мире заметна тенденция к использованию малых низкоорбитальных

спутников связи. Это объясняется, во-первых, их невысокой стоимостью, во-вторых, тем, что при наличии таких спутников потребитель будет пользоваться простыми, дешевыми терминалами.

Целью работы является сформировать общее представление о наземном комплексе управления малого космического аппарата.

Объект исследования, наземный комплекс управления – это совокупность взаимосвязанных технических средств с информационным и математическим обеспечением центра управления полетом космических аппаратов, предназначенных для управления космическим аппаратом с момента его вывода на орбиту.

Значимость данной работы тесно связана с разработкой и запуском в 2016 году научно-исследовательским томским политехническим университетом малого спутника CubeSat. CubeSat – формат малых искусственных спутников Земли, представляющих собой один куб (или несколько), объемом 1 литр каждый, и массой приблизительно 1-3 кг. Начиная с июня 2003 по февраль 2012 года была запущено более 60 университетских и государственных спутников CubeSat [1].

Важность наземного комплекса управления

В любом космическом проекте важной составляющей является наземный сегмент, включающий в себя наземный комплекс управления. Наземный комплекс управления космическим аппаратом в процессе управления обеспечивает выполнение следующих задач:

- проведение начальных режимов ориентации космического аппарата после отделения от ракеты-носителя и проведение начальных проверок бортовой аппаратуры;
- перевод космического аппарата в заданную точку орбиты;
- проведение сеансов радиоконтроля орбиты и коррекции орбиты космического аппарата
- проведение сеансов управления, состоящих из выдачи разовых команд и закладки на борт космического аппарата команднопрограммной информации для управления бортовой аппаратурой и бортовым программным обеспечением;
- проведение сеансов приема телеметрической информации, определение работоспособности и параметров работы бортовой аппаратуры;
- прием с борта сигнала "Вызов наземного комплекса управления" в случае возникновения на космическом аппарате нештатной ситуации, неустраняемой автономно самим космическим аппаратом, и проведение необходимых операций по анализу и устранению причин неисправности;
- проведение регламентных работ с космическим аппаратом;
- обеспечение информационного обмена между элементами наземного комплекса управления и взаимодействие наземного комплекса управления с привлекаемыми комплексами и службами, в том числе со структурно не входящими в состав наземного комплекса управления [2].

Отличие наземного комплекса управления малого космического аппарата от наземного комплекса управления для крупногабаритных космических аппаратов

Средства наземного комплекса управления малого космического аппарата, в отличие от крупногабаритных космических аппаратов, ориентированы на малое количество объектов управления или группировку малых космических аппаратов. Это означает, что масштабы организации наземного комплекса управления малого космического аппарата сравнительно не велики. Требования к наземному комплексу управления малого космического аппарата по точности систем, занимаемой оборудованной и персоналом площади, приему, обработки, отображения и архивирования телеметрической информации от малого космического аппарата будут ниже. Кроме того, операторы не обязаны быть специалистами в области современной вычислительной или измерительной техники для участия в управлении полётом малого космического аппарата. Ещё одним фактором смягчения требований к операторам, а

также отличительной особенностью наземного комплекса управления малого космического аппарата, является полная автоматизация управлением малым космическим аппаратом, т.е. автономная работа систем, помимо возникновения нештатных ситуаций, когда требуется вмешательство человека в работу систем.

Управление наземным комплексом управления

С точки зрения управления при штатной эксплуатации космического аппарата основным режимом является режим автономного контроля и управления. Его суть заключается в том, что бортовой комплекс управления контролирует работоспособность бортовой системы космического аппарата и по результатам этого контроля оптимизирует ее работу или устраняет нештатную ситуацию. При этом роль наземного комплекса управления сводится к следующим действиям:

- контролю параметров систем космического аппарата;
- периодическому проведению измерений и прогнозированию движения космического аппарата;
- учету отказов аппаратуры космического аппарата и прогнозированию его работы.

Возможные способы управления для малого космического аппарата Томского политехнического университета

Управление полетом малого космического аппарата Томского политехнического университета может быть основан на платформе, в состав которой входят два модуля: трансивер и программируемый усилитель. Так как предполагаемый к запуску космический аппарат принадлежит учебному заведению, то частоты для связи с ним будут выбраны из открытого диапазона. Для отслеживания спутника планируется использовать поворотные устройства для антенны. Данная автоматизированная система является рабочим местом оператора, причем оператор может находиться как непосредственно за рабочим местом, так и удаленно управлять системой по локальной сети, или через Интернет с другого компьютера, телефона или планшета. На рис. 1 представлена структурная схема наземного комплекса управления малого космического аппарата.

Модульность платформы и открытость программного обеспечения должны будут позволять в дальнейшем модифицировать систему с целью ее улучшения, масштабирования, а также применения ее для иных задач, если это потребуется.



Рисунок 1 – Структурная схема наземного комплекса управления малого космического аппарата

В заключении следует отметить, что наземный комплекс управления малого космического аппарата является сложной системой управления космическим аппаратом независимо от масштабов планируемых запусков и полётов. Наземный комплекс управления функционирует в период орбитального полета космического аппарата от момента отделения его от ракеты-носителя до прекращения активного существования. Для обеспечения штатного функционирования космического аппарата на орбите в течение заложенного на этапе проектирования срока, необходим постоянный контроль параметров бортовой аппаратуры космического аппарата. Своевременная корректировка программ полёта, выполненная на основе проанализированных телеметрических данных, продлевает жизнь космического аппарата на орбите.

Список литературы:

1. Проект cubesat.ru [Электронный ресурс] – URL: <http://www.cubesat.ru/ru/cubesats.html>, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана.
2. НПО ПМ: центр управления полетами [Электронный ресурс] – URL: <http://www.telesputnik.ru/archive/10/article/28.html>, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана.

Оценка эффективности выведения космического аппарата на заданную орбиту комбинированным методом

Яковлев А.В., Внуков А.А., Баландина Т.Н., Пац А.А.

АО «Информационные спутниковые системы» им. М.Ф. Решетнёва»

662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, 52

E-mail: error.balandina@yandex.ru

Исторически, для выведения геостационарных космических аппаратов, разработанных в России, широкое применение нашли ракеты-носители (РН), эксплуатирующиеся совместно с разгонным блоком, способным осуществить необходимые манёвры для перевода КА с геопереходной на геостационарную орбиту. Однако, возросшая за последнее время конкуренция между производителями ракет-носителей, в частности, успешная эксплуатация сравнительно недорогой РН Falcon-9 и планы по созданию РН Ariane-6, также, предположительно, обладающей низкой стоимостью, ведёт к увеличению интереса потенциальных заказчиков спутников к ракетам, выводящим полезную нагрузку на геопереходную орбиту с низким перигеем. Такая схема требует от КА наличия собственной апогейной двигательной установки (АДУ), используемой для перевода (довыведения) спутника с геопереходной на рабочую орбиту. Это, в свою очередь, не позволяет космическим аппаратам, не имеющим собственной АДУ, успешно конкурировать на мировом рынке. Поэтому перед отечественными разработчиками геостационарных спутников стоит задача обеспечить переход с орбиты с низким перигеем на геостационарную орбиту силами собственных двигателей космического аппарата.

Традиционное для зарубежных КА использование для довыведения АДУ с двухкомпонентным химическим двигателем на монометилгидразине и смеси оксидов азота не является эффективным решением с точки зрения стартовой массы КА: в зависимости от РН и точки старта, масса топлива для довыведения на геостационарную орбиту (ГСО) может составлять до 50% от стартовой массы КА. В то же время, малая тяга электрореактивных двигателей с большим удельным импульсом многократно увеличивает время довыведения спутника, а также время нахождения КА в зоне внутреннего радиационного пояса Земли, что предъявляет повышенные требования по радиационной защите оборудования полезной нагрузки и служебных систем, в особенности панелей солнечных батарей. С этим

столкнулись инженеры фирмы Boeing при разработке полностью электрореактивной платформы 702SP [1], первые спутники на базе которой были успешно запущены на переходную орбиту 2 марта 2015 года. Масса ксенона, используемого для довыведения этих КА составляет около 5% их стартовой массы, что в десять раз меньше, чем при использовании обычной химической АДУ. Таким образом, основным критерием, характеризующим эффективность схемы выведения КА на ГСО, является масса топлива для АДУ.

Предварительные оценки показывают, что для успешной доставки на ГСО спутника с оптимальной массой топлива для довыведения за минимальное время можно применять комбинированную схему довыведения КА, заключающуюся в поочерёдной работе химической и электрореактивной АДУ. Например, химическая АДУ может использоваться для формирования переходной орбиты, на которой спутник не попадает в зону внутреннего радиационного пояса Земли, а электрическая – для дальнейшего довыведения КА на ГСО [2].

В соответствии с формулой Циолковского, отношение массы топлива к стартовой массе КА есть величина постоянная для каждого приращения характеристической скорости:

$$k = 1 - \frac{1}{e^{\Delta V_{хар}/I_{уд}}}, \quad (1)$$

где k – отношение массы топлива для довыведения к стартовой массе КА (относительная масса топлива);

$\Delta V_{хар}$ – приращение характеристической скорости, необходимое для перелёта с переходной на геостационарную орбиту, которое зависит от высоты перигея, высоты апогея и наклона плоскости переходной орбиты, м/с;

$I_{уд}$ – удельный импульс АДУ, используемой для довыведения, м/с.

Следовательно, оптимизировать массу топлива для довыведения следует как по приращению характеристической скорости.

Поскольку современные РН выводят спутники на переходные орбиты с высотой перигея в среднем 200 км, эту высоту можно считать постоянной. Переменными являются высота апогея и наклонение переходной орбиты. Кроме того, существуют различные стратегии перевода КА с переходной орбиты на геостационарную с использованием химической ДУ, различающиеся последовательностью выдачи импульсов перевода и ориентацией вектора тяги апогейного двигателя при выдаче каждого импульса. В общем случае рассматривается трёхимпульсная схема выведения, представляющая собой последовательность из двух тангенциальных импульсов, изменяющих высоту перигея и высоту апогея переходной орбиты, и одного бокового импульса, «обнуляющего» её наклонение. Порядок выдачи тангенциальных импульсов влияет на суммарное необходимое приращение характеристической скорости следующим образом: если высота апогея переходной орбиты ниже высоты ГСО, выгоднее сначала изменять высоту апогея, а затем – высоту перигея; и наоборот. При этом выдачу бокового импульса следует производить в апогее промежуточной орбиты с максимальным эксцентриситетом. Для переходных орбит с начальным апогеем ниже 36000 км такой орбитой является орбита с высотой апогея 36000 км и начальной высотой перигея; для орбит с начальным апогеем выше 36000 км – с начальной высотой апогея и перигея. Руководствуясь этими принципами, были построены графики зависимости необходимого приращения характеристической скорости от высоты апогея для разных значений наклонов переходной орбиты (рисунок 1). Так как особо опасной радиационной зоной для КА является зона от 2000 км до 10000 км, переходные орбиты с апогеями меньше 10000 км не рассматривались, в качестве максимальной высоты апогея переходной орбиты была выбрана высота 80000 км.

В ходе проведения расчётов были приняты следующие допущения:

1. Орбита перелёта с переходной орбиты на ГСО – гомановская.
2. Апогей и перигей переходных орбит находятся в узлах этих орбит.

3. Все импульсы выдаются мгновенно в точках апогея или перигея.

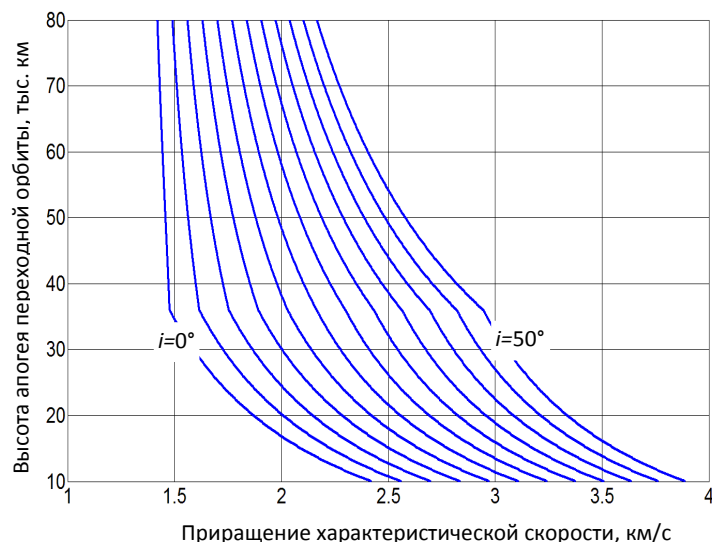


Рисунок 1 – График зависимости приращения характеристической скорости от высоты апогея переходной орбиты для разных значений наклона i переходной орбиты (от 0° до 50° с шагом 5°)

Из графиков на рисунке 1 следует, что при запуске на переходные орбиты с наклоном до 20° необходимое приращение характеристической скорости перестаёт значительно изменяться при запуске на переходную орбиту с апогеем выше ГСО, следовательно, использование переходных орбит с апогеем выше 36000 км и наклоном меньше 20° нецелесообразно.

При решении задачи оптимизации схемы довыведения в качестве электрореактивного двигателя рассматривался СПД–140 (производство ОКБ «Факел», г. Калининград) с удельным импульсом, равным 1680 с [3]. Значение удельного импульса химического апогейного двигателя 11Д457Ф (производство ФГУП НИИМАШ, г. Нижняя Салда) принято равным 304 с [4]. Поскольку при использовании только одного типа апогейных двигателей величина удельного импульса в формуле (1) остаётся неизменной, вид зависимости относительной массы топлива от высоты апогея переходной орбиты соответствует рисунку 1. При этом относительная масса ксенона колеблется в пределах $0,08 \div 0,21$, в зависимости от высоты апогея и наклона переходной орбиты, а относительная масса топлива для химической АДУ (НДМГ+АТ) – в пределах $0,37 \div 0,72$. Очевидно, что приоритет в части оптимизации массы топлива для довыведения должен быть отдан ксенону, но малая тяга электрореактивных двигателей не позволяет завершить этап довыведения в приемлемые сроки. Таким образом, задача оптимизации формулы (1) по удельному импульсу АДУ сводится к заданию внешних ограничений. В качестве таких ограничений могут выступать: максимально допустимая относительная масса топлива; максимально допустимое время довыведения КА на ГСО; условие сокращения длительности пребывания космического аппарата в зоне внутреннего радиационного пояса Земли и т.д. В этом случае численные значения необходимых параметров удобнее всего определять итерационными численными методами. В качестве инструмента работы может быть использована среда MathLab.

Например, в случае ограничения максимально допустимой относительной массы топлива величиной 0,3, для переходной орбиты с апогеем 36000 км и наклоном 0° доля ксенона составляет $2,5 \div 8,7\%$ от стартовой массы КА, а доля НДМГ+АТ может варьироваться в пределах $0 \div 27,5\%$ от стартовой массы КА. Дальнейшая оптимизация по ограничению времени довыведения сроком 180 суток сужает диапазоны: на ксенон будет приходиться $2,5 \div 5,1\%$ от стартовой массы КА, а на НДМГ+АТ – $15 \div 27,5\%$.

В результате анализа существующих схем выведения космических аппаратов на ГСО определена целесообразность разработки комбинированной схемы, объединяющей преимущества использования как химических двухкомпонентных реактивных двигателей, так и электрореактивных двигателей.

Авторами предложена методика оптимизации массы топлива и разработан соответствующий комплекс программ в среде MathLab, а также определены критерии оптимизации.

Список литературы:

1. Goebel, D., Polk, J., Sandler, I., Mikellides, I., Brophy, J., Tighe, W. and Chien. K., «Evaluation of 25-cm XIPS© Thruster Life for Deep Space Mission Application», In 31th International Electric Propulsion Conference, USA, 2009.

2. Practical orbit raising system and method for geosynchronous satellites: пат. 7113851 США: МПК В64/Г 1/10, G06F 19/00, G06F 169/00, G01N 15/08 / Walter Gelon, Ahmed Kamel, Darren Stratemeier, Sun Hur-Diaz – № 09/328911 ; заявл. 09.06.99 ; опубл. 26.09.06 – 16 с. : ил.

3. Продукция ОКБ «Факел». Двигатель СПД-140 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.fakel-russia.com/production/spd/SPD-140/> (дата обращения: 10.11.2014).

4. Продукция ФГУП «НИИМАШ». Двигатель 11Д457Ф [Электронный ресурс]. URL: <http://www.niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/31-propulsion> (дата обращения: 10.11.2014).

СЕКЦИЯ №5

МОЛОДЕЖЬ И КОСМОС

Запуск искусственного спутника с Земли на орбиту планеты Сатурн для производства снимков его колец и поверхности с разных точек орбиты

Абдилов А.Ш., Кожебеков А., Стахан С.

Научный руководитель: Жумабеков А.С., магистр, учитель физики

Назарбаев Интеллектуальная школа Физико-математического направления г. Семей

071400, Казахстан, г. Семей, ул. Кабылбаева 32

E-mail: Zhumabekov_Askhat@sm.nis.edu.kz

Данная работа была посвящена запуску искусственного спутника для исследования и изучения полученных чётких снимков с Сатурна и охватывала следующие цели - поиск выгодного места для запуска спутника, расчет маршрута спутника до орбиты Сатурна, а также запуск спутника и экономия его топлива.

Мы считаем, что сконструированный нами спутник в программе Kerbal Space Program пройдет заданный нами маршрут до орбиты Сатурна сэкономив значительную часть топлива (рисунок 1). При вращении по орбите он будет производить снимки с разных частей планеты и успешно отсылать их на Землю, так как были получены изображения планеты и некоторых её спутников, однако их разрешение было недостаточно для того, чтобы разглядеть детали поверхности. Также, ввиду малой освещённости Сатурна Солнцем, изображения были слишком тусклые [1]. Аппарат также пролетел под плоскостью колец для их изучения. В числе открытий было обнаружение тонкого F кольца.



Рисунок 1 - Спутник для исследования колец и поверхности Сатурна

После множества экспериментов, мы смогли создать свой собственный спутник в программе Kerbal Space Program. Также в ходе изучения литературы и других источников смогли выявить, что место запуска спутника играет неотъемлемую роль в его исправной работе. После нескольких математических расчетов мы создали выгодный маршрут до орбиты Сатурна, который позволит нам экономить значительную часть топлива, нужную для полетов вокруг орбиты Сатурна. В программе Kerbal Space Program провели несколько испытательных полетов и успешно отправили спутник на орбиту планеты и смогли произвести несколько снимков его колец, а также поверхности [2,3].

Список литературы:

1. Серафимов В. В. Сатурн, планета // Энциклопедический словарь Брокгауза и Ефрона: В 86 томах (82 т. и 4 доп.). — СПб., 1890—1907. — лунная магнитогидродинамика. — М.: Мир, 1985. — С. 71-73.
2. Цесевич В. П. Что и как наблюдать на небе. — 6-е изд. — М.: Наука, 1984. — С. 161. — 304 с.
3. Исследование колец Сатурна. Лаборатория NASA. [Электронный ресурс] - URL: <http://astro.uni-altai.ru/pub/article.html?id=499>, режим доступа - свободный. — Загл. с экрана.

Вклад писателей-фантастов XIX века в развитие идеи возможности полета человека в Космос

Аверина А.Е.

Научный руководитель: Убхонов В.В., преподаватель физики

МБОУ «Гусиноозерская гимназия»,

671160, Россия, Республика Бурятия, г. Гусиноозерск, ул. Колхозная

E-mail: nanochka1314@ya.ru

К концу XIX века космическая тема оказалась настолько активно эксплуатируемой и проработанной писателями-фантастами, что они стали использовать Космос в своих произведениях в качестве места, куда можно легко переносить вполне земные традиции. Некоторые из ранних фантастических идей позже воплотились в жизнь (например, многоступенчатые космические ракеты), что-то сегодня рассматривается как перспективная идея, но иные конструкции недостижимы при современном уровне цивилизации — и вряд ли будут созданы даже через тысячу лет. К подобному классу, например, относятся радиокорабли, использующие известные и не очень физические эффекты для движения в Космосе. Хотя как знать, может быть, человечество отправится к звёздам именно на них?

Впервые идея об использовании в космических полётах антигравитации появилась в фантастической литературе у англичанина Перси Грегга в 1880 году и не исчезла бесследно. Её подхватили и по-своему стали развивать другие авторы [1].

Сначала это сделал американец Джон Эстор в 1894 году в романе «Путешествие в иные миры: роман будущего», рассказывающем о жизни на Земле в 2000 году. Он описывает большие технические преобразования на планете, коснувшиеся, естественно, и космических путешествий, для которых автор предлагает использовать апергию и даёт своё разъяснение этой силы. Она основана на сочетании положительного и отрицательного электричества с электричеством некоего третьего элемента. Зарядив любое тело надлежащим образом, можно получить полное уничтожение силы тяжести или даже обратное её действие. Как считает автор, для приведения в действие апергии космическому кораблю непременно надо было находиться близко от какого-нибудь крупного космического тела. Потому, собравшись к Юпитеру и Сатурну, трое американцев направились сначала к Солнцу, затем по касательной — к Земле и мимо Луны [1].

Эту же идею, но в исполнении марсиан взял на вооружение для передвижения в Космосе немецкий прозаик и учёный-философ Курд Лассвиц в романе «На двух планетах», написанном в 1897 году. По версии автора наши соседи по Солнечной системе научились преодолевать силу тяготения с помощью особого химического состава, изолирующего тело от тяготения, и стали использовать её для передвижения с огромными скоростями.

Так же идею для передвижения в Космосе в исполнении марсиан взял на вооружение другой корифей фантастики, англичанин Герберт Уэллс. В знаменитом романе «Война миров» в 1898 году он изложил версию вторжения на Землю соседей с Красной планеты, которые попадали к нам в специальных снарядах, выпущенных с Марса, видимо, из мощных пушек. Но тут всё для них закончилось куда печальнее, чем у Курда Лассвица, — успешно

отражавшие военные атаки людей и уже близкие к установлению господства над нашей планетой, они не выдержали натиска крошечных земных бактерий, с которыми не привыкли иметь дело на своей планете [1].



Рисунок 1 - «Боевые треножки» Герберта Уэллса

Но все же первым, кто в своих произведениях всерьёз взялся отправить человека в Космос, стал французский писатель Жюль Верн. В своем романе «С Земли на Луну» он полагался на силу человеческого разума, но в шестидесятых годах XIX века об освоении Космоса люди могли только мечтать. В те времена наука всерьёз этим вопросом ещё не занималась. Французскому литератору приходилось полагаться исключительно на свою фантазию. Верн решил, что лучшим способом отправить человека в Космос станет гигантская пушка (рисунок 2), которая будет снабжена снарядом. Он то и послужит пассажирским модулем. Именно со снарядом связана одна из главных проблем проекта «лунной пушки».

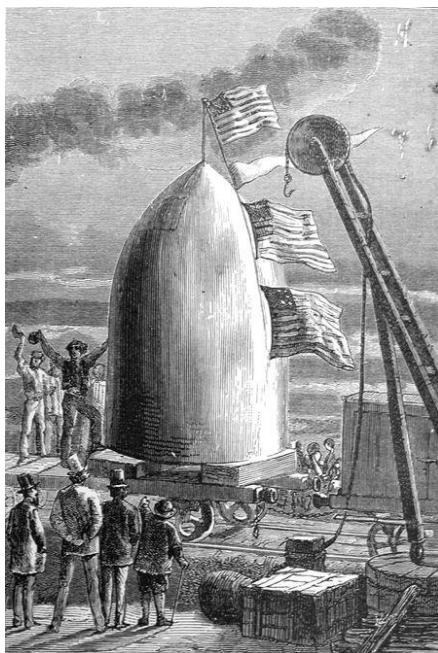


Рисунок 2 - Снаряд «Колумбиады» спроектированный героями романа «С Земли на Луну»

Писатель предполагал, что астронавтов в момент выстрела ожидают серьёзные перегрузки, что и показывают герои романа «С Земли на Луну», которые пытались обезопасить себя с помощью мягкой обшивки стен и матрацев. На сегодняшний день, человек разумный понимает, что всё это в реальности не спасло бы его, если бы он решился повторить подвиг членов «Пушечного клуба».

Впрочем, если бы путешественникам действительно удалось обеспечить безопасность, все же остались бы ещё две практически неразрешимые проблемы. Во-первых, пушка, которая способна запустить снаряд такой массы в Космос, должна быть просто фантастической длины. Во-вторых, даже в наши дни невозможно обеспечить пушечному снаряду стартовую скорость, позволяющую преодолеть притяжение Земли. Наконец, писатель не учитывал сопротивление воздуха – хотя на фоне прочих проблем с идеей космической пушки это уже кажется мелочью [3].

Романы Жюль Верна оказали особое влияние на зарождение и развитие космонавтики. Французский писатель предсказал не только путешествие к Луне, но так же размеры «пассажирского модуля», количество членов экипажа и примерную стоимость проекта.

Почти через сто лет после выхода «Человека на Луне» проект космической пушки обрёл новую жизнь. В 1961 году министерства обороны США и Канады запустили совместный проект HARP. Основной целью было создать пушки, позволяющие выводить на низкую орбиту научные и военные спутники. Предполагалось, что «суперпушка» позволит существенно сократить затраты на запуск спутников — всего до нескольких сотен долларов за килограмм полезного веса. К 1967 году команда во главе со специалистом по баллистическому оружию Джеральдом Буллом создала десяток опытных образцов космической пушки и научилась запускать снаряды на высоту в 180 километров — это притом, что в США космическим считается полёт за пределы 100 километров. Однако политические разногласия между США и Канадой привели к закрытию проекта [3].

Верна стал одним из главных вдохновителей космической эры. Теперь уже, многие из его предсказаний кажутся наивными. Но мало кому в истории удавалось так точно предугадать, как будет развиваться техническая мысль и прогресс в будущем.

Подводя черту под очередным периодом нашего исследования научной фантастики, взявшим начало в середине XIX века и заканчивающимся на его стыке с XX веком, мы должны отметить беспримерный, лавинообразный рост произведений на эту тему, если считать на единицу времени. Во внеземные путешествия теперь, как правило, отправляется не одинокий странник, а целые экипажи, вплоть до настоящих колоний землян. Космическая фантастика становится более научной. Практически все авторы отходят от примитивных, наивных способов путешествий за пределы Земли и, демонстрируя свои знания научных и технических достижений человечества, ведут активный поиск новых, в первую очередь дающих человеку возможность преодолеть главную трудность в таком полёте – силу притяжения планеты. Предлагаются самые разнообразные адекватные идеи, прежде всего основанные на «гравитационно-электрических» принципах. В большей части произведений в том или ином виде проявляется понимание авторами сложности космического путешествия не только в физическом преодолении силы тяжести – отчётливо видно осознание ими серьёзных проблем пребывания человека в таком полёте: перегрузки, колебания температуры, обеспечение нормального дыхания. Даются и разнообразные способы их решения, иногда и весьма разумные, далёкие от фантастики.

Список литературы:

1. Необычный портал о необычных вещах [Электронный ресурс] - URL: www.unnatural.ru, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана.
2. Мир фантастики [Электронный ресурс] - URL: www.mirf.ru, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана.

Способ очистки околоземного космического пространства

Гадылбекова Н.Б., Ерболатова Г.Е.

Научный руководитель: Аубакирова А.А., учитель физики

Назарбаев Интеллектуальная школа Физико-математического направления г. Семей
071400, Казахстан, г. Семей, ул. Кабылбаева 32

E-mail: gul-shat_e@mail.ru

Современное человечество ждет немало проблем, которые нужно решить, во что бы то ни стало. Наряду с проблемой, связанной с загрязнением нашей планеты, стоит вопрос об огромном количестве мусора, находящемся вокруг самой Земли. Скопление мусора в околоземном космическом пространстве называется сегодня «космическим мусором» КМ. «Космический мусор» состоит из вышедших из строя или отработавших космических устройств, их обломков и прочих предметов различного размера и происхождения. Наиболее засорены те области орбит вокруг Земли, которые чаще всего используются для работы космических аппаратов. Это низкие околоземные орбиты (НОО), геостационарная орбита (ГСО) и солнечно-синхронные орбиты (ССО) (рис.1).

По приблизительным оценкам ученых сегодня на земной орбите находится более 25

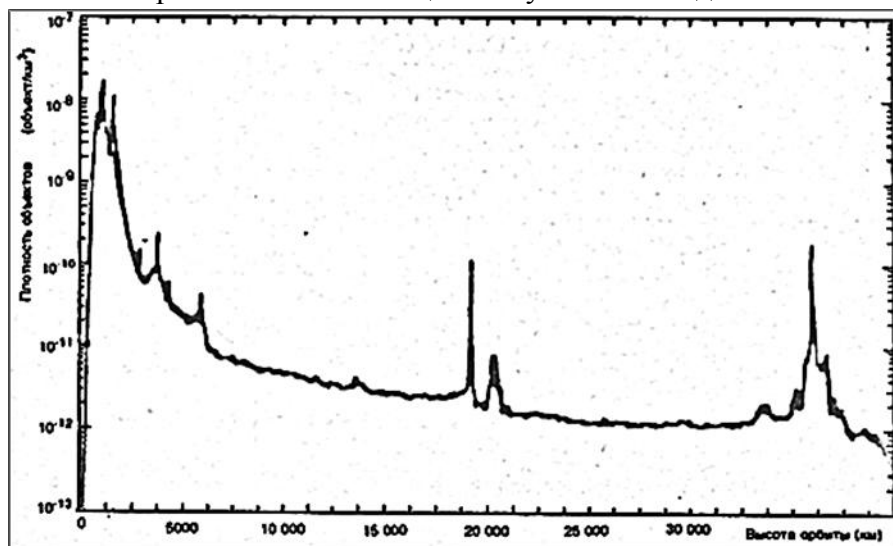


Рисунок 1- Распределение «мусора» по удалению от Земли

тысяч объектов размером более 10 см, сотни тысяч предметов, длиной от 1 до 10 см, и сотни миллионов совсем мелких обломков [1]. Кроме этого, существуют крупные или содержащие на борту опасные (ядерные, токсичные и т. п.) материалы. Эти объекты космического мусора могут представлять прямую опасность для Земли — при их неконтролируемом сходе

с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и выпадении обломков на населённые пункты, промышленные объекты и т.п. [2].

Загрязнение космоса берет начало с первых запусков спутников и сегодня уже становится проблемой международного масштаба.

Ученые подсчитали, что к 2055 году уровень загрязнения космоса выйдет на уровень, грозящий полной непригодностью ближнего космоса для практического использования [3], поэтому мы должны уже сейчас

принимать решения и бороться с этим. Какой бы способ ни был выбран в будущем, несомненно, одно: замусоривание ближайшего космического пространства обойдётся нам

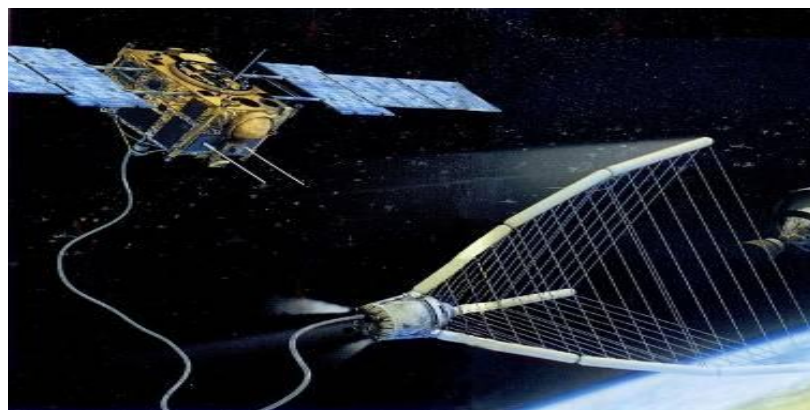


Рисунок 2 - Захват крупного объекта

очень дорого. Если мы хотим по-прежнему иметь доступ за пределы своей планеты, иметь современные спутниковые средства связи, наблюдения и исследования, то нам необходимо уже начать изучать возможные способы избавления от орбитального мусора.

Сегодня уже есть ряд проектов частичного решения проблемы загрязнения. Но эти проекты ориентированы, прежде всего, на крупные обломки (рис.2) и являются дорогостоящими [4].

Мы предлагаем электромагнитную сетку (рис. 3), с размером ячеек в пределах 10-15 см в узлах которой размещены сильные магниты, которые и будут улавливать мелкий техногенный мусор около нашей планеты. Наш сетка будет двигаться в общем «потоке» мусора с чуть большей скоростью и, обладая магнитами с сильными электромагнитными свойствами, сможет притягивать и захватывать мусор, собирая его и тем самым очищать космическое пространство. Двигатели коррекции спутника, к которому прицеплен наша сетка позволят производить коррекцию движения спутника по мере сбора мусора для перемещения его в зоны с наибольшим количеством мусора. При заполнении сетки его можно будет отправить или на орбиту захоронения [5], или, тормозя двигателями коррекции, отправить в атмосферу Земли.

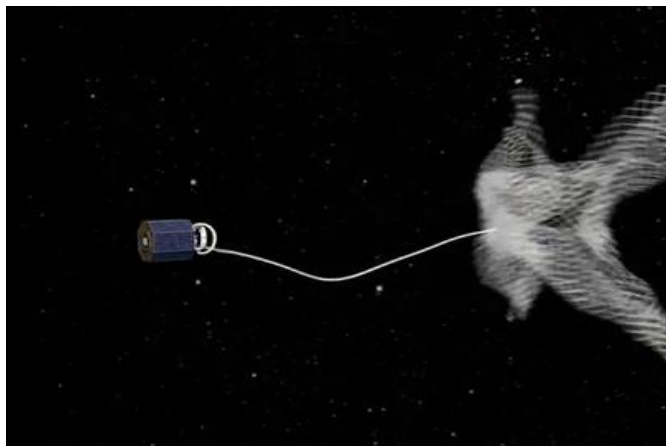


Рисунок 3 - Захват мелкого объекта

Данный способ представляется достаточно эффективным и недорогим и может послужить реальным способом очистки околоземного пространства от космического мусора.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс] – URL: <http://habrahabr.ru/post/218257/>, режим доступа – свободный.
2. [Электронный ресурс] – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Космический_мусор, режим доступа – свободный.
3. [Электронный ресурс] – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Синдром_Кесслера, режим доступа – свободный.
4. [Электронный ресурс] – URL: <http://madan.org.il/taxonomy/term/1676>, режим доступа – свободный.
5. [Электронный ресурс] – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Орбита_захоронения, режим доступа – свободный.

Биофизические аспекты проектирования благоприятной для здоровья человека воздушной среды внутри Международной космической станции

Захарова А.М.

Научные руководители: Бойко Н.В., учитель физики,
Мыжевская В.А., учитель биологии

Назарбаев Интеллектуальная школа Физико-математического направления г. Семей
071400, Казахстан, г. Семей, ул. Кабылбаева 32

E-mail: alina_mschool@mail.ru

Создание и поддержание в рабочих и жилых отсеках космических аппаратов благоприятных атмосферных условий, обеспечивающих нормальную жизнедеятельность и работоспособность космонавтов, находящихся в экстремальных условиях космического полета представляет собой важнейшую задачу систем жизнеобеспечения экипажей. Основной характеристикой и неперенным условием эксплуатации обитаемых космических объектов является их экологическая безопасность, включающая, поддержание оптимальных параметров воздуха и контроль за химическими и биологическими (микробиологическими) факторами, присущими этой специфической среде обитания.

Актуальными в данной теме до сих пор являются следующие моменты:

- разработка технологии и устройства для концентрирования углекислого газа;
- повышение степени замыкания круговорота по кислороду с помощью реакции Сабатье или Боша;
- использование химически активных конструкционных материалов интерьера с целью поглощения вредных примесей;
- понижение микробиологических рисков;
- оптимизация аэроионного и аэрозольного состава атмосферы (в атмосфере гермообъема преобладают отрицательно заряженные ионы);
- стабилизация содержания в атмосфере водонерастворимых газообразных примесей (метан, окись углерода и др.).

Хочется отметить большое количество исследований микробиологических рисков возникающих в процессе функционирования МКС, так как, стремясь создавать и поддерживать в космическом объекте адекватную своим потребностям среду обитания, человек неминуемо обеспечивает благоприятные условия для жизнедеятельности микроорганизмов. При длительной эксплуатации пилотируемого космического объекта его среда может служить своеобразной экологической нишей для развития и репродукции бактерий и грибов определенной видовой принадлежности.

Так Ракова Н.М. и Свистунова Ю.В. в диссертационных исследованиях подробно изучили и описали микробное сообщество пилотируемых космических установок. Среди предлагаемых путей профилактики микробных рисков интересна идея минимального воздействия электрических полей для обеззараживания воздушной среды. На этом действии основана технология «Поток» [Патент № 2026751, Володина Е.В., Наголкин А.В., 1995]. В результате обработки воздуха происходит полная инактивация всех видов микроорганизмов, а также обеспечивается высокий уровень фильтрации обеззараженного воздуха. Применение данной технологии обеспечивает обеззараживание и тонкую фильтрацию воздуха в присутствии людей, что нашло подтверждение в трудах Татариновой Е.А. Она отметила, что в процессе применения данной технологии не меняются параметры микроклимата, напряженность электростатического и интенсивность электрического полей, уровень ионизации воздуха.

Также, для поддержания необходимой микрофлоры необходимо обеспечение бактерицидных свойств поверхностей внутри кабины, так как основным местообитанием бактериально-грибных ассоциаций являются декоративно-отделочные и конструкционные материалы интерьера и оборудования, на поверхности которых накапливается достаточное количество органических веществ антропогенного происхождения и конденсата

атмосферной влаги, служащих для реализации полного цикла развития и воспроизводства гетеротрофных микроорганизмов и, в первую очередь, плесневых грибов. Для этой цели Г.Н. Залогин предлагает использовать покрытие из нанодиоксида титана, наносимого на металлическую подложку плазмохимическим способом.

Запасы кислорода, используемого для дыхания, в газовой среде космического корабля восполняются за счет химически чистого кислорода, выделяемого химическими соединениями, или за счет электролиза воды и водосодержащих солей и соединений с помощью системы «Электрон - ВМ». Прочитав книгу Ядзовского В.И., отметим следующее: человек на Земле для дыхания использует биогенный кислород, выделяемый в процессе фотосинтеза растительными сообществами суши и водных пространств. В состав биогенного кислорода атмосферы входят газообразные летучие биологически активные вещества (фитонциды и др.), которые способствуют лучшему протеканию окислительных процессов в организме и подавляют рост бактерий, грибов и простейших. Длительное дыхание химически чистым кислородом в условиях космического полета приводит к интенсификации окислительных процессов в организме человека и сопровождается патологическими изменениями в легочной ткани. Поэтому в газовой среде кабины корабля необходимо хотя бы частично восполнять убыль кислорода за счет биогенного кислорода, выделяемого растениями. Как показали исследования М. Т. Дмитриева, фитонциды могут действовать не только непосредственно, но и косвенно, повышая бактерицидность воздуха и увеличивая содержание легких отрицательных ионов, благоприятно влияющих на организм человека. Число нежелательных тяжелых положительных ионов в воздухе при этом снижается. Поэтому современная комическая наука продолжает активное изучение по воспроизводству высших растений в условиях космических полетов в миниоранжереях.

Интересны изыскания ученых в вопросе очистки атмосферы гермообъема от различных примесей. Сычев В.Н. предлагает осуществлять эту процедуру за счет их полного поглощения и утилизации в фитореакторе водорослями и сопутствующими микроорганизмами (фотореактор является универсальным самовосстанавливающимся гидробиологическим фильтром). Этими же проблемами занимается и ученый Луи Шерман. В своих исследованиях он отмечает, что цианобактерии способны вырабатывать питательные вещества и кислород в составе биорегенеративных систем жизнеобеспечения.

Для очистки воздушной среды от микропримесей в данный момент успешно используют российскую аппаратную систему СОА-МП и систему очистки от углекислого газа "Воздух", первоначально включавшую регенерируемый адсорбер ЗПЛ, нерегенерируемый адсорбер ФОА и низкотемпературный каталитический фильтр ПКФ, введенный с 24.10.2003 г. высокотемпературный каталитический фильтр ПКФ-Т, обеспечивающий периодическую высокотемпературную каталитическую очистку атмосферы от метана. Данные по фильтрации воздуха от примесей подтверждают эффективность данных систем очистки:

Таблица 1 - Содержание примесей в электролизном кислороде

Показатели	Норма ГОСТ (не более)	Фактическое содержание (не более)
Объемная доля водорода	0,5%	0,09%
Аэрозоль щелочи	0 мг/м ³	0 мг/м ³
Аммиак и аминокислоты	3 мг/м ³	0,5 мг/м ³
Ацетон	0,3 мг/м ³	0,2 мг/м ³
Ацетальдегид	0,3 мг/м ³	0,15 мг/м ³
Уксусная кислота	0,5 мг/м ³	0,1 мг/м ³
Окисы азота	0,1 мг/м ³	0,04 мг/м ³

Таким образом, неоспоримым остается тот факт, что важнейшим условием эксплуатации пилотируемых космических кораблей является их экологическая безопасность, включающая обеспечение надежного контроля за физическими, химическими и биологическими параметрами воздушной среды обитания. Проведенный анализ, использующий достигнутый опыт, подтверждает техническую возможность создания комплекса систем жизнеобеспечения необходимых для лунной орбитальной космической станции и даже полета человека на Марс.

Список литературы:

1. Дмитриев М.Т. Влияние фитонцидов на ионизацию воздуха//Гигиена и санитария. 1984. №2. С.82-83
2. ГОСТ Р 50804-95 «Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате». Изд-во «Стандарты», 1995. [Электронный ресурс] - URL: http://www.infosait.ru/Pages_gost/9593.htm, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана
3. Обеспечение бактерицидных свойств поверхностям пилотируемых космических станций и аппаратов. Г.Н. Залогин, А.В. Красильнико, В.Г. Матвеева, Э.М. Сульман, Е.Л. Прутенская. ФГУП ЦНИИмаш // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XXXIX академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Москва, 27 – 30 января 2015 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. С. 488
4. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева.– М.: Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского, 2006, С.274 – 286.
5. Ракова Н. М. Характеристика бактериального компонента микробного сообщества Международной космической станции: Диссертация на соискание кандидатской степени медицинских наук. Москва, 2006.
6. Ревин С.Н. Пилотируемая космическая станция как обучающая модель в экологическом образовании школьников // Образование и образованный человек. 2013. №2. С. 17-23
7. Регенерация воды и атмосферы на космической станции: опыт орбитальных станций "Салют", "Мир" и МКС, перспективы развития Л.С.Бобе, Л.И.Гаврилов, А.А.Кочетков, Э.А.Курмазенко (ОАО "НИИХиммаш"), П.О.Андрейчук, А.А.Зеленчуков, С.Ю.Романов (НПО "Энергия"), Ю.Е.Синяк (ИМБП РАН [Электронный ресурс] - URL: <http://www.niichimmash.ru/press/publications/regeneratsiya-vody-i-atmosfery-na-kosmicheskoy-stantsii-opyt-orbitalnykh-stantsiy-salyut-mir-i-mks-p/>, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана
8. Татаринова Е. А. Обеззараживание и тонкая фильтрация воздуха в обитаемых герметичных и замкнутых помещениях: Диссертация кандидата технических наук: Москва, 2005.
- 9.Сборник "Living AeroSpace. Нанобиотехнологии в перспективных космических экспериментах" [Электронный ресурс] - URL: <http://www.slideshare.net/defensenetwork/living-aerospace-14128920?related=1>, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана.
10. Сычев В.Н. Исследование влияния невесомости на биологические объекты - звенья замкнутых экологических систем жизнеобеспечения и создание технологий их культивирования: Автореферат диссертации на соискание степени доктора биологических наук. Москва, 2000.
11. Ядзовский В.И. На тропах Вселенной. Вклад космической биологии и медицины в освоение космического пространства. – М. 1996.

Исследование солнечной атмосферы с помощью гелиоцентрического спутника за счет гравитационных маневров

Ибраев Т.Б.

Научный руководитель: Жумабеков А.С., магистр, учитель физики
Назарбаев Интеллектуальная школа Физико-математического направления г. Семей
071400, Казахстан, г. Семей, ул. Кабылбаева 32
E-mail: Zhumabekov_Askhat@sm.nis.edu.kz

Данная работа посвящена исследованию Солнца с близкого расстояния и внутренней гелиосферы с помощью космического аппарата, который будет осуществлять наблюдение за солнечной атмосферой, делать локальные измерения вблизи Солнца и др. С помощью программы Kerbal Space Program смогли не только продемонстрировать как космический аппарат стартует с Земли и за счёт гравитационных манёвров будет приближен к Солнцу (рисунок 1), но и представить все математические вычисления, включая экономию топлива, что очень важно.



Рисунок 1 - Космический аппарат

Сокращения: КА – космический аппарат, ЖРД и ЭРД – жидкостные и электрические ракетные двигатели.

Радиус орбиты гелиостационарного спутника и его температура:

$$m \frac{V^2}{R} = G \frac{M_{\odot} m}{R^2} \quad (1), \quad V = \frac{2\pi R}{T} \quad (2), \quad \text{Решая систему уравнений 1,2, находим } R = 2,5 \cdot 10^{10} \text{ м},$$

Скорость на орбите равна $V = 72,7 \frac{\text{км}}{\text{с}}$.

По закону Стефана-Больцмана интенсивность излучения $P = \sigma T^4$, по закону обратных квадратов $P = \frac{1}{R^2} \beta$, где β - константа. По третьему закону Кеплера $\frac{R^3}{T^2} = \alpha$, где α - константа для всех тел солнечной системы на орбите с центральным телом – Солнцем. Следовательно $T^3 \tau = \text{const}$. Так как средняя температура Земли – 300К, а период - год, составим уравнение $T_{\text{ка}} = T_3 \sqrt[3]{\frac{\tau_3^2}{\tau_{\text{ка}}^2}}$, $T_{\text{ка}} = 1791\text{К}$, или 1518°C . $T_{\text{ка}}$ - температура космического аппарата, T_3 - средняя температура Земли, $\tau_{\text{ка}}$ и τ_3 - их периоды обращения соответственно (спутник в расчетах принимается абсолютно черным).

Пертурбационный маневр в гравитационном поле Луны:

$V^2 = V_{\parallel}^2 + V_{\perp}^2$ (1), где V – скорость корабля, V_{\parallel} – её проекция на перпендикуляр к радиус-вектору от центра масс Земли до корабля или параллельная составляющая скорости, а V_{\perp} - перпендикулярная.

По закону сохранения момента импульса: $m U_0 R_3 = m V_{\parallel} R_{\text{л}}$ (2), где U_0 - скорость запуска корабля, R_3 - радиус Земли, $R_{\text{л}}$ - Луны соответственно.

Поскольку траектория движения относительно Луны будет парабола, то: $|V_1| = |V_2|$ (3), где V_1 - относительная скорость при «вхождении» в поле тяготения Луны, V_2 - при выходе соответственно, т.е. $\vec{V}_1 = \vec{V}_\Pi - \vec{V}_\text{Л}$ (4). Следовательно $V_{23}^2 = (V_\Pi + V_2)^2 + V_\perp^2$ (5), где V_{23} - скорость покидания поля тяготения Луны относительно Земли.

Из закона сохранения энергии следует, что:

$$\frac{mV_{23}^2}{2} - G \frac{M_3 m}{R_\text{Л}} = \frac{mv^2}{2} \quad (6); \quad \frac{mV^2}{2} - G \frac{M_3 m}{R_\text{Л}} = \frac{mU_0^2}{2} - G \frac{M_3 m}{R_3} \quad (7); \quad M_3 - \text{масса Земли.}$$

Решая систему уравнений 1,2,4,5,6 и 7, находим значение $U_0 \approx 10,57 \frac{\text{км}}{\text{с}}$. v - скорость покидания гравитационного поля относительно Земли, рассчитанная в дальнейшем.

Пертурбационный маневр в гравитационное поле Венеры. По закону сохранения энергии: $\frac{mV_1^2}{2} - G \frac{M_\text{с} m}{R_\text{а}} = \frac{mV_2^2}{2} - G \frac{M_\text{с} m}{R_\text{в}}$ (1), $M_\text{с}$ - масса Солнца, $R_\text{а}$ - радиус орбиты Земли, $R_\text{в}$ - Венеры соответственно, V_1 - скорость корабля после старта, V_2 - при подлете к Венере.

После преодоления притяжения Земли: $\frac{mV_0^2}{2} - G \frac{M_3 m}{R_\text{а}} = \frac{mV^2}{2}$ (2); V_0 - скорость старта ракеты относительно Земли, M_3 - масса Земли, V - скорость покидания гравитационного поля Земли относительно Земли.

Для экономии энергии она должна быть направлена в сторону противоположную вращению Земли по орбите. $V_1 = V_\text{к} - V$ (3), где $V_\text{к}$ - круговая скорость вращения Земли относительно Солнца. По закону сохранения момента импульса: $mV_1 R_\text{а} = mV_2 R_\text{в}$ (4); Решая систему уравнений 1,2,3,4, находим значения $V_1 \approx 26,59 \frac{\text{км}}{\text{с}}$, $V_2 \approx 37,98 \frac{\text{км}}{\text{с}}$, $V_0 \approx 11,63 \frac{\text{км}}{\text{с}}$.

$v = 3,19 \frac{\text{км}}{\text{с}}$ - скорость покидания поля тяготения Земли относительно Земли.

$\delta = 180 - 2\alpha$. Где α - угол излома гиперболы. По формуле Кондратюка $\sin \alpha = \frac{1}{1 + \frac{LV_\text{отн}^2}{M_\text{в} G}}$ (5). $\alpha \approx 0,57^\circ$, $\delta \approx 178,86^\circ$ δ - угол между вектором скорости Венеры и

вектором относительной скорости. Принимаем нашу относительную скорость $V_\text{отн} \approx V_\text{ка} + V_\text{в}$, так как угол (δ) мал для заметного изменения скорости, что в следствии значительно упрощает расчеты, где $V_\text{отн}$ - скорость КА относительно Венеры, $V_\text{в}$ - скорость Венеры относительно Солнца, $M_\text{в}$ - масса Венеры, $V_\text{ка}$ - скорость влета в гравитационное поле Венеры КА относительно Солнца, L - расстояние от центра масс планеты до ближайшей к планете точки траектории. $\sqrt{V_\text{отн}^2 + V_\text{в}^2 - 2V_\text{отн}V_\text{в}\cos\delta} = V_\text{ка2}$ (5). Решая систему

уравнений 5,6,7,8, находим $V_\text{ка2} \approx 28,05 \frac{\text{км}}{\text{с}}$, где $V_\text{ка2}$ - скорость покидания гравитационного

поля КА относительно Солнца. Чтобы совершить маневр двигателями для поворота вектора скорости на определенный угол, необходимо задать ракете дополнительную скорость

$v = 2V_\text{ка}\sin\alpha \approx 0,55 \frac{\text{км}}{\text{с}}$, и эта скорость должна быть направлена под углом

$\theta = \frac{180^\circ - 2\alpha}{2} \approx 89,3^\circ$. Из законов сохранения энергии и момента импульса следует:

$$\frac{mV_\text{ка3}^2}{2} - G \frac{M_\text{с} m}{R_\text{в}} = \frac{mV_3^2}{2} - G \frac{M_\text{с} m}{R_\text{ка}} \quad (9); \quad V_\text{ка3} R_\text{в} = V_3 R_\text{м} \quad (10). \text{ Из 9 и 10 следует, что}$$

$V_\text{ка3} \approx 21,7 \frac{\text{км}}{\text{с}}$, где $V_\text{ка3}$ - скорость КА после второго гравитационного маневра возле Венеры,

Без пертурбационного маневра закон сохранения энергии: $\frac{mV_1^2}{2} - G \frac{M_{\text{см}}}{R_a} = \frac{mV_4^2}{2} - G \frac{M_{\text{см}}}{R_{\text{ка}}} (10)$. Закон сохранения момента импульса: $V_1 R_a = V_4 R_{\text{ка}} (11)$.

После преодоления притяжения Земли: $\frac{mV_0^2}{2} - G \frac{M_{\text{зм}}}{R_a} = \frac{mV^2}{2} (11)$; $V_k - V = V_1 (12)$. Из уравнений 10, 11 и 12 находим $V_0 = 18,71 \frac{\text{км}}{\text{с}}$.

Пертурбационный маневр в гравитационном поле Меркурия:

По закону сохранения энергии: $\frac{mV_{\text{ка}3}^2}{2} - G \frac{M_{\text{см}}}{R_b} = \frac{mV^2}{2} - G \frac{M_{\text{см}}}{R_m} (1)$, по закону сохранения момента импульса: $V_{\text{ка}3} R_b = V_x R_m (2)$; $V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} (3)$, $\omega = \arctg \frac{V_y}{V_x} (4)$, $\omega \approx 36,95^\circ$, где V – скорость КА при подлете к Меркурию, V_x , V_y – ее проекции на оси ох-касательная к траектории и оу- ей перпендикулярная. Минимальное возможное сближение с планетой приблизительно равно ее радиусу – L . $V = 50,14 \frac{\text{км}}{\text{с}}$.

$$\sqrt{V_{\text{ка}3}^2 + V_m^2 - 2V_{\text{ка}3}V_m \cos \omega} = V_{\text{отн}} (5), \quad \sin \alpha = \frac{1}{1 + \frac{LV_{\text{отн}}^2}{M_b G}} (6), \quad \beta = \omega + \alpha (7),$$

$\sqrt{V_{\text{отн}}^2 + V_m^2 - 2V_{\text{отн}}V_m \cos \beta} = V_{\text{ка}4} (8)$. Из 5, 6, 7, 8 находим $V_{\text{ка}4} = 45,15 \frac{\text{км}}{\text{с}}$. Данный маневр, повторяясь некоторое количество раз, позволит уменьшить апоцентр орбиты до радиуса орбиты Меркурия. По достижению перицентра скорость составит $87,07 \frac{\text{км}}{\text{с}}$. На данной стадии полета – эллипса с перицентром, касающимся орбиты гелиостационарного спутника и апоцентром, касающимся орбиты Меркурия, необходимо задействовать ЭРД, с помощью которых удастся погасить за долгий срок скорость $15 \frac{\text{км}}{\text{с}}$. При прямом гомановском перелете «Земля – гелиостационарный спутник» – $45 \frac{\text{км}}{\text{с}}$! Используя программу Kerbal Space Program смогли подготовить модель такого гелиоцентрического спутника, который сможет осуществлять наблюдение за Солнцем (рисунок 2).



Рисунок 2 - Модель, подготовленная в программе Kerbal Space Program

Экономия составляет 66,7% у ЭРД. Тогда общая экономия составит, по Циолковскому,

$$\gamma = \frac{e^{\frac{V_{01}}{U}} - e^{\frac{V_{02}}{U}}}{e^{\frac{V_{01}}{U}} - 1} 100\% = 82,32\% \text{ у ЖРД. } U - \text{ скорость истечения газов из сопла ракеты (у современных ракет - } 5 \frac{\text{км}}{\text{с}}).$$

Список литературы:

1. Прист Э. Р. Солнечная магнитогидродинамика. — М.: Мир, 1985. — С. 71-73.
2. Henryk Arctowski. О солнечных факелах и изменениях солнечной константы (англ.). — 1940. — Vol. 26. — № 6. — P. 406–411
3. Kerbal Space Program. [Электронный ресурс] - URL: <https://kerbalspaceprogram.com/>, режим доступа - свободный. – Загл. с экрана.

Отражение Космоса в живописи

Иванова А.А.

Научный руководитель: Иванова А.Г., ассистент каф. ТПС ИНК ТПУ

Средняя общеобразовательная школа №28

652723, Россия, Кемеровская обл., г. Киселёвск, ул. Весенняя, 7

E-mail: ivanovatonya@tpu.ru

Никакая совершенная аппаратура не может точно передать увиденное в Космосе. Только человеческий глаз и кисть художника способны донести до людей красоту нашей Земли, открывающуюся с космической высоты...[1].

Ещё в древние времена взгляд в Космос заставлял человека задумываться об устройстве окружающего мира как единого целого. Одним из средств передачи человеческих впечатлений выступала живопись. Человек изображал звездочки, кометы, Луну, помещая на небо своих идолов и богов. Постепенно взгляды человека расширялись, менялось представление о Космосе. По мере развития техники, люди получали всё больше и больше информации, поэтому сюжетные линии художественных полотен и фантастических произведений становились более интересными и закрученными. Перелом наступил, когда ближайший Космос увидели люди, кроме всего прочего обладающие художественным талантом. Космонавты-художники на своих картинах изображали то, что видели в Космосе. Причем не исключено, что на их полотнах прослеживался более яркий всплеск красок, нежели в реальности, поскольку космонавты-художники видели картину через призму своих эмоций. На мой взгляд, художник – это человек не ограниченный какими-то рамками, способный заглянуть на своих полотнах в места, где ещё никто свой взгляд не оставлял. Поэтому на картинах космонавтов мы можем увидеть пейзажи иных миров, посадки на далеких планетах, звездные системы с несколькими солнцами.

На первый взгляд сочетание «космонавт-художник» является странным и даже несовместимым, но всё же имеет место для существования. Если задуматься, то первым, конечно, вспоминается Алексей Архипович Леонов, космонавт, действительно являющийся талантливым художником. Его картины видели многие, их печатали в научно-популярных журналах и самых разных книгах о Космосе и космонавтике, часто экспонируют, а в тандеме

с художником-фантастом Андреем Соколовым выпущено несколько серий почтовых марок на космическую тему.

Прекрасно рисует еще один советский летчик-космонавт Владимир Александрович Джанибеков. Мало кто летал в космос пять раз, причем все пять раз командиром корабля. Его картины известны многим, Джанибеков также является автором эскизов для советских и американских почтовых марок на космическую тему.

Американский астронавт Алан Бин, совершивший космические полеты в рамках программ «Аполлон» и «Скайлэб», прошедший по Луне четвертым из землян, также является человеком искусства. Чаще всего на своих картинах он изображает Луну и космонавтов, которые ее исследуют.

Среди художников-космонавтов меня заинтересовала жизнь моего земляка Алексея Архиповича Леонова. Он родился 30 мая 1934 года в селе Листвянка Тисульского района, а в 1937 году вместе с матерью переехал в Кемерово, где учился в школах № 35, 37. В 1947 году семья Леонова переехала по месту работы отца в Калининград, где его родственники проживают и ныне. Алексей Архипович окончил среднюю школу № 21 Калининграда в 1953 году. В 1955 году окончил 10-ю Военную авиационную школу первоначального обучения лётчиков в Кременчуге, куда поступил по комсомольскому набору. В 1957 году окончил Чугуевское военное авиационное училище лётчиков (ВАУЛ). В 1960 году был зачислен в первый отряд советских космонавтов. 18-19 марта 1965 года совместно с Павлом Беляевым совершил полёт в космос в качестве второго пилота на космическом корабле «Восход-2». В ходе этого полёта Леонов совершил первый в истории космонавтики выход в открытый космос продолжительностью 12 минут 9 секунд. Во время выхода проявил исключительное мужество, особенно в нештатной ситуации, когда раздувшийся космический скафандр препятствовал возвращению космонавта в космический корабль. Войти в шлюз Леонову удалось, только стравив из скафандра излишнее давление, при этом он залез в люк корабля не ногами, а головой вперед, что запрещалось инструкцией. Вот что я считаю настоящим мужеством! Даже в такой ситуации, к которой он совершенно не был готов Леонов достойно вышел из такой ситуации хоть и нарушил инструкцию. [2]

На рисунках 1 и 2 представлены картины А. А. Леонова, на которых показан выход космонавта в открытый Космос [3]. Картины Леонова создают сказочное фантастическое настроение, передают не только окружающую космическую красоту, но и технически грамотно описывают космическую аппаратуру и внешний вид космонавта.



Рисунок 1



Рисунок 2

Впечатляют также и другие картины художника «Утро в Космосе», «Космический вечер», «Ночное свечение ореола атмосферы» и другие [3]. Творчество Леонова помогло приблизиться к неизведанному далёкому и прекрасному Космосу советским детям и взрослым, жившим в эпоху первого полета человека в Космос.

Космонавт А. А. Леонов, покорив Космос, а теперь уже как художник покоряет Землю. В честь 80-летнего юбилея Леонов представил выставку собственных картин, выставка «Космическая и земная живопись Алексея Леонова» работает в Кемеровском областном музее изобразительных искусств. Его полотна представлены даже в галереях Дрездена и Лас-Вегаса.

Список литературы:

1. Человеческое лицо космоса. «Техника молодежи», №12, 2004. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://scifiart.narod.ru/Articles/TM_12_04.htm. – Загл. с экрана.
2. Леонов Алексей Архипович [Электронный ресурс] - URL: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/ruwiki/2604>. – Загл. с экрана.
3. Космос и человек на картинах Алексея Архиповича Леонова, лётчика-космонавта, дважды Героя СССР [Электронный ресурс] - URL: http://zateevo.ru/?section=page&alias=leonov_kartiny. режим доступа – свободный. – Загл. с экрана.

Экспериментальное исследование поведения бесснежного льда при взрывном нагружении

Каминский Ю.К., Лупачев Р.А., Федоров И.Д.

Научный руководитель: Орлов М.Ю., к.ф.-м.н., ст.н.с.

Национальный Исследовательский Томский государственный университет

634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, корп. 10

E-mail: orloff_m@mail.ru

Актуальность исследований

В настоящее время актуальным является исследование поведения льда при ударном и взрывном нагружении. В настоящее время в США возобновлена программа «SciIceExe» (Science Ice Exesize) по изучения льда в Арктических условиях. В рамках данной программы ученые-исследователи при помощи современного оборудования изучают свойства льда в натуральных условиях. Доставка до места проведения экспериментальных работ проводится с привлечением средств военно-морского флота. В Российской Федерации аналогичных программ, к сожалению, пока нет. Поэтому актуальным представляется исследование состояния ледяного покрова после подрыва взрывчатого вещества различной массы.

Известно, что натурные эксперименты являются дорогостоящим, но необходимым этапом исследования поведения природных материалов при динамическом нагружении. В процессе физического и натурного экспериментов представляется возможным изучить состояние природного материала после подрыва взрывчатого вещества, а именно: зафиксировать форму взрывного кратера измерив при этом глубину и диаметр, оценить диаметр разлета осколков и их размер, рассмотреть на поверхности трещины, сколы и откольные тарелки.

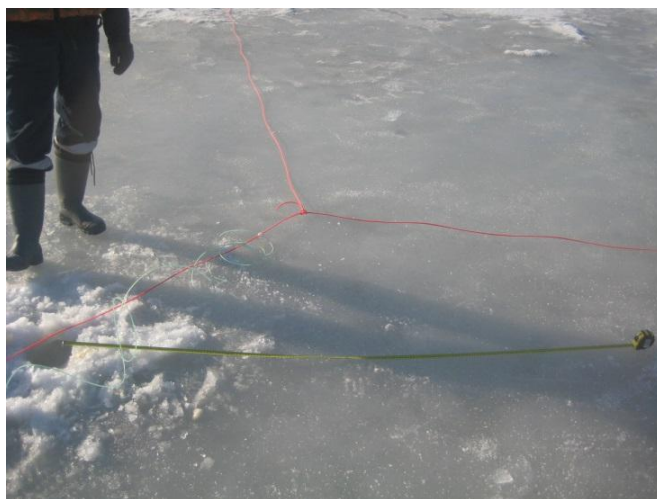
Мобильная лаборатория «Взрывное разрушение природных материалов»

На базе лаборатории 21 НИИ прикладной математики и механики Томского госуниверситета организована мобильная лаборатория «Взрывное разрушение природных материалов». Основная цель заключается в экспресс-анализе поведения природных материалов при взрывном нагружении. При проведении натурных экспериментов объектами исследования выступали заснеженный и бесснежный ледяные покровы, а также природный известняк. В будущем запланировано экспериментальное исследование каменного угля и сланцевого известняка. Экспедиции проведены в Сибирском Федеральном Округе на территории Томской и Кемеровской областей. Постоянными партнерами являются МЧС России по Томской области и ООО «КузбассСпецВзрыв» [1].

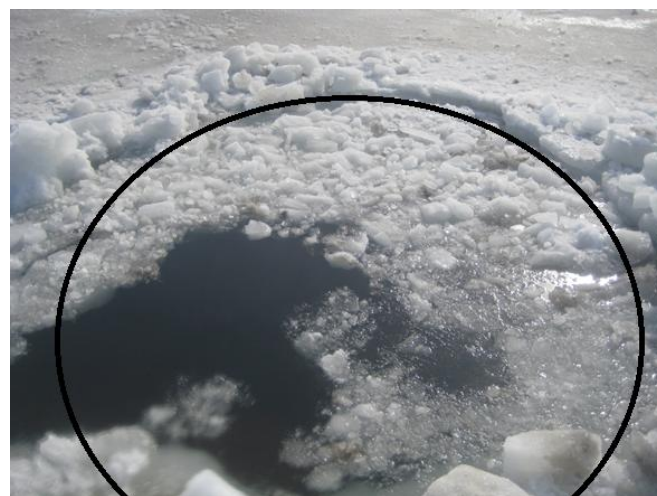
Натурные эксперименты по взрывному нагружению бесснежного ледяного покрова

В начале прошлой весны проведена серия натурных экспериментов по взрывному нагружению однолетнего речного льда. Объектом исследования выбран бесснежный ледяной покров, первичный осмотр которого показал следующее. В местах будущей закладки взрывчатки лед был ровный без трещин и разводей. В радиусе 10 метров отсутствовали стационарные полыньи. Глубина воды под экспериментальной площадкой, которая располагалась на фарватере реки, более 7 метров. Ширина реки не менее 500 метров. Температура воздуха и воды в день проведения эксперимента 3°C. Скорость ветра и течение воды не измерялась. Неделя, предшествующая эксперименту, была относительно холодная, поэтому пористость льда не увеличивалась. Аномально теплой погоды в течение зимы не наблюдалось.

На рисунке 1а показано состояние ледяного покрова до взрыва ВВ. Выбрана первая из десяти лунок. На ледяном покрове очерчен предполагаемый радиус взрывной майны (200 см), который ожидается после подрыва эмульсионного ВВ массой 8 кг (рисунок 1а). Прогноз основывался на прошлогодних экспериментах, изложенных выше. Диаметр лунки составил 11 см, т.е. на 5 см меньше, чем в прошлом году. Отличием следует считать диаметр лунки и толщину льда, которая составила 70 см.



а)



б)

Рисунок 1 – Подготовка к эксперименту по подрыву «бесснежного» льда

а) – ледяной покров до взрыва ВВ, предполагаемый радиус майны,

б) – взрывная майна в ледяном покрове.

На рисунке 1б показана взрывная майна, образованная на бесснежном ледяном покрове после взрыва ВВ. Фотография сделана со спасательного катера через 8 минут после взрыва. Видно, что в воде присутствуют ледяные осколки различных размеров, но в основном небольшие. Более крупные осколки находятся на льду рядом с майной. Радиус разлета осколков более 15 метров. Этот размер предварительный, и не исключено, что некоторые фрагменты льда могли быть найдены дальше.

Анализ поверхности разрушения кромки льда показал следующее. Поверхность разрушения не является гладкой, рядом с ней находятся осколки льда относительно крупных размеров. Форма майны близка к окружности, диаметром около 4,3 метров. Слева виден отколовшийся фрагмент льда в форме плиты размером 150÷170 см. Местоположение на рисунке 5б – левый нижний угол. Скорее всего, он образовался из-за внутренних дефектов льда, которые не были обнаружены первичным осмотром. Визуально установлено, что в процессе разрушения льда преобладало «хрупкое» разрушение. Это можно объяснить холодной зимой и небольшими заморозками, которые предшествовали экспериментальным работам. Для дальнейших исследований следует измерить пористость льда, которая меняется в зависимости от погодных условий. В настоящее время это возможно сделать при помощи ультразвукового оборудования.

Таким образом, после подрыва эмульсионной взрывчатки массой 8 кг, во льду образовывалась взрывная майна, форма которой напоминала окружность, значительно большего диаметра. Основным отличием являлось состояние кромки льда, которая образовывалась под действием продуктов детонации. В дальнейшем следует детально изучить процесс разрушения льда ВВ большей массой 12 кг и более.

Список литературы:

1. Orlov M.Yu., Kruszkа L.S. Investigation of the process of explosive loading freshwater ice. Underwater explosive of bare ice // Conference Proceeding 8 th Symposium of light weight armour group LWAG-2014 Symposium and industry Focus Day, Poland, Ryn 15-18.09.2014.

Освоение человеком космического пространства: растения в Космосе

Крапивец И.В., Свирина Е.А.

Научный руководитель: Антропьянская Л.Н., педагог-психолог
МБОУ СОШ «Эврика-развитие», г.Томск, пер. Юрточный, 8, стр. 1
E-mail: antropan@mail.ru, Kiv.1971@mail.ru

Актуальность

В 11 классе я увлекся биологией и начал размышлять, в каких областях жизни могут применяться биологические знания. Медицина, ветеринария, агрономия, генная инженерия, биотехнологии... А космос? И я понял, что ничего не знаю о том, как используются растения в космонавтике и вообще как развивается современная космонавтика, об этом мало говорят по ТВ, эта информация не звучит в СМИ. А ведь наша Россия – великая страна, есть много областей, в которых она была первооткрывателем, и одна из таких областей – космонавтика. Обратившись к информационным источникам про космос, я узнал, что в предстоящем через два года 2017 году будет столетие со дня рождения Генерального конструктора космических ракет Сергея Павловича Королева, и 160-летие со дня рождения основоположника космонавтики Константина Эдуардовича Циолковского. И эти даты будут отмечаться на шестидесятом году космической эры, о наступлении которой в октябре 1957 года возвестил первый искусственный спутник Земли. Это величайшее достижение человеческой цивилизации – результат труда наших соотечественников. Можно с

уверенностью сказать, что благодаря идеям и самой фигуре К.Э Циолковского, Россия первой в истории взмыла в космическое пространство более полувека тому назад [1].

Ведение

Интересно, что наиболее важное для биографии Константина Циолковского (и российской космонавтики) событие произошло чуть менее 120 лет назад: 10 мая 1897 года он вывел формулу, которая установила зависимость между скоростью ракеты в любой момент времени, ее массой, массой взрывных веществ и скоростью истечения газов из сопла ракеты. Завершив свои математические записи, ученый совсем машинально написал дату и, сам того не ведая, закрепил свое историческое первенство в научном освоении космоса [2]. Но этот факт стал значимым не только для науки космонавтики, но для практики освоения космоса. Еще с первых дней своего существования человек, глядя на ночное небо, мечтал о том мерцающем мире, который простирался над его головой, мечтал о встрече с ним, о полете к звездам. И К.Э. Циолковский, великий российский учёный, ответственно заявил: «Земля – это колыбель разума, но нельзя вечно жить в колыбели, ... я отдал всю свою жизнь во имя межпланетных путешествий». Заявил ответственно – то есть действием. Дал людям инструмент для освоения Солнечной Системы, познания Вселенной. К.Э. Циолковский вместе с С.П. Королевым стремились к общей цели — преодолеть земное тяготение, выйти в околосолнечное пространство, полететь к другим планетам. Но чтобы это осуществить, нужны, помимо конструкции и создания ракет средства жизнеобеспечения космонавтов: условия для качественного газообмена и пропитания для космонавтов-исследователей. Мало кто из непосвященных знает, что у Генерального конструктора был запланирован полет на Марс в 1971 году. И этот полет Королева на Марс не осуществился только из-за его неожиданной смерти. В шестидесятые годы группой С.П. Королева уже был спроектирован космический корабль для полета на Марс и в 1964 году полный экипаж – три человека – в «земном звездолете» провели в «полете» целый год. Для преодоления невесомости был создан комплекс «Орбита», в котором два космонавта жили в режиме непрерывного вращения. Следующий этап, над которым ученые ломали голову, это обеспечение экипажа пищей, водой и воздухом. Сухой паек на три года утяжелял звездолет настолько, что на проекте можно было ставить крест. Нужно было производить продукты на борту, то есть в упрощенном виде воспроизводить замкнутые биосистемы, действующие на Земле [3]. Создание в ракете теплиц и оранжерей – отличный способ решить эту проблему. Не нужно забывать и о психологическом комфорте космонавта. Так что необходимо серьезно изучить эту тему, обозначить важность проблемы и попытаться выявить возможности ее решения.

Как питаться в космосе?

Сначала люди даже не знали, можно в невесомости ли вообще что-либо глотать. Может быть, если нет силы тяжести, то и пища не пройдет в желудок? А может от неосторожного движения пища вдруг поднимется по пищеводу и вырвется через рот обратно? Но оказалось, что в приеме пищи помогает перистальтика - движения стенок пищевода, желудка, кишок, перистальтика уверенно гонит пищу по законным путям. Вопрос аппетита космонавтов был решен полетом Г. Титова, космонавт за время полета успел «налетать» себе аппетит. А как принимать пищу? В условиях невесомости воду в стакан не нальешь, каша рассыпается по крупинкам, жареная курица порхает по кабине. Значит, питаться надо из чего-то закрытого, непосредственно в рот, например, из тюбиков. Но это решение проблемы для кратковременных космических полетов, а для длительных?

На кораблях проще создавать вегетарианскую пищу: растения, а именно водоросли на космическом корабле самый приемлемый вариант. Они в достаточном количестве выделяют кислород, хорошо размножаются, увеличивая свой вес за сутки в семь раз. Из окружающей среды, содержащей углекислый газ, они с помощью фотосинтеза образуют углеводы, а при наличии азота и других минеральных веществ и жиры, и белки, и многие витамины. Найден для этого и наиболее подходящий вид водоросли — знаменитая хлорелла, одноклеточное

низшее растение: она растет хорошо, повсюду и во всем, а главное — она съедобна. Она фотосинтезирует не только при солнечном, но и при электрическом освещении, усваивая до 50% процентов световой энергии (в отличие от высших растений, которые усваивают максимум 13%). В ста граммах сухого вещества этой водоросли примерно суточная норма органических веществ, необходимых человеку. А как же выращивать хлореллу? Очень просто: в сосуде плавают густая взвесь хлореллы и... золотые рыбки. К хвостам их прикреплены маленькие баллончики, покрытые светящимися веществами — люминофорами. Рыбки плавают. Питаются хлореллой. Перемешивают ее. Свет от баллончиков падает почти на каждую клетку хлореллы, и ей этого света вполне достаточно. Такие плантации придумал японский ученый Накамура [4].

Но... космонавтам захочется мяса. Может быть, куры? Для кур водоросли великолепный корм. А кроме того, они едят и яичную скорлупу и толченые кости... Если оценить потребность людей в углеводах, жирах и белках растительного происхождения и подсчитать, из каких фруктов, овощей, круп рациональнее всего их получать в условиях космического полета, то из всего набора известных растений можно выбрать несколько видов, оптимально соответствующих этой задаче. Сейчас известно: возделывая лишь восемь из них на площади 20м², человек может полноценно питаться, но в этом наборе непременно нужна пшеница. Но пока не понятно, как на растительные организмы будет влиять космическое излучение.

Выращивание растений в космосе

Эксперименты по воздействию факторов космического полета на растительные объекты ученые начали проводить на втором космическом корабле-спутнике. Тогда традесканция, хлорелла, семена различных сортов лука, гороха, пшеницы, кукурузы совершив свой первый полет, успешно возвратились на Землю. После этого растительные организмы путешествовали в космос на всех наших космических кораблях, орбитальных станциях и биоспутниках серии «Космос». В 1962 году С.П.Королев наметил целую программу ботанических и агротехнических исследований в космосе и вскоре по его инициативе появился экспериментальный замкнутый биотехнический комплекс «Биос-3». Длительное время испытатели обеспечивались в нем кислородом, растительной пищей и водой за счет систем жизнеобеспечения с участием высших растений и микроводорослей [5]. Таким образом, вопрос создания оранжерей, которые снабжают космонавтов кислородом, овощами и фруктами, а заодно служат местом отдыха, перестал быть областью научной фантастики. Работы в этом направлении ведутся в нашей стране с 1980-х годов. Мини-оранжереи для научных исследований были на орбитальных станциях «Салют» и «Мир», а теперь в российском сегменте Международной космической станции (МКС) с 2001 размещена уникальная оранжерея «Лада», созданная совместными усилиями специалистов NASA и Института медико-биологических проблем РАН. В разное время члены экипажа МКС выращивали в ней редис, ячмень, горох, карликовую пшеницу, сою, картофель и других растения. Но далее ученым необходимо разобраться в том, безопасно ли употреблять в пищу растения, выращенные на орбите. Особый интерес здесь представляет выращивание нескольких поколений растений, ведь вредные факторы могут накапливаться (6). Над этим экспериментом работала большая международная команда. План эксперимента разработали специалисты Института медико-биологических проблем РАН под руководством В. Сычева, они же руководили выращиванием растения на борту МКС, которое осуществили российские космонавты. Доставку материала на Землю на шаттле «Discovery» и первичную обработку провели американские специалисты, а расшифровку генома проделали японские ученые из Национального института агrobiологических наук. Дальнейший анализ результатов проводился сотрудниками университета Окаямы и Казанского федерального университета (КФУ) под руководством Олега Гусева. Результаты выращенных в космосе растений сравнивались с контрольными растениями, выращенными на Земле. Было выяснено, что растения в космосе развиваются нормально и не имеют отклонений от земной

контрольной группы ни по внешнему и внутреннему строению (морфологии), ни по функционированию организма (физиологии). Не было обнаружено никаких болезнетворных микроорганизмов. Таким образом, растение успешно адаптировалось к условиям космического полета. Анализ работы генома позволил изучить различные способы реакции растения на воздействия окружающей среды через интерактивные молекулярные и клеточные изменения, повышающие устойчивость к стрессу. В то же время обнаружено, что с адаптацией связана активная работа антиоксидантной и некоторых других стрессовых систем растений, чего не наблюдалось в контрольной земной группе [5].

Проблемы экологии на космических станциях

В условиях жесткой экономии места и ресурсов в подобных космических оранжереях важно добиться наибольшей урожайности минимальными средствами. Согласно диетологическим исследованиям, суточная норма потребления салатных культур для одного человека составляет в среднем около 100 г в сыром виде, что требует порядка 1 м² посевной площади на борту. Но кроме того, у космической оранжереи есть еще и непищевая цель. Помимо проблем питания растения могут помочь решить проблему очищения пространства жизни космонавтов от отходов. Сама оранжерея «Лада» – оранжерея открытого типа и на ней можно изучать как воздействие на растения загрязненной атмосферы на борту станции, так и возможности утилизации отходов. Ученые могут определить, какие виды микроорганизмов могут жить вместе с растениями в космических условиях, и что можно сделать, чтобы уменьшить угрозу людям с их стороны. Принцип очистки атмосферы в современной космической станции основан на адсорбции газов специальными материалами, не способными задерживать низкомолекулярные углеводороды. Следовательно, нужны иные системы очистки воздуха – и эта проблема пока не решена. Вот почему, по мнению сотрудников ИМБП, в преддверие подготовки к длительным межпланетным полетам хорошо бы вспомнить об упомянутых выше опытах с водорослями, неоднократно проводимыми здесь в научно-экспериментальном корпусе с участием человека. В одном из экспериментов испытатель жил в камере объемом 5 куб м, получая стандартный рацион питания. «Водоросли не только снабжали человека кислородом, полностью регенерировали воду, но и очищали атмосферу от большинства вредных примесей и условно патогенных микроорганизмов», – говорит ведущий научный сотрудник ИМБП, доктор биологических наук Маргарита Ленинских.

Модель подобного реактора для регенерации воды и воздуха, пока не испытана в космосе. Одна из причин состоит в том, что установка требует довольно больших энергетических затрат, а нужно дополнительное изучение проблемы разделения жидкости и газа в условиях невесомости. Однако это не означает, что пора окончательно прекратить поиск возможностей реализации так называемого «водорослевого реактора» на борту обитаемых космических объектов. Например, в США сегодня такие изыскания возобновляют.

Вторая непищевая проблема, которую может решить «космическая флора» состоит в том, что она обеспечивает психологическую разгрузку космонавтам, повышая комфортность их пребывания на корабле, что особенно ценно для длительных полетов. В 1995 г. во время эксперимента "ЭКО-ПСИ", проходившем в ИМБП, экипаж из трех человек на протяжении трех месяцев жил в герметичной камере, и там же находилась оранжерея с пшеницей. А вырастить пшеницу в таких условиях – это не так просто. Первые опыты – около 300 колосьев и ни одного зерна. Полученные стерильные растения пшеницы имели укороченный стебель и повышенное ветвление из-за воздействия этилена – мощного фитогормона, который на космической станции выделяют синтетические материалы, человек при дыхании, а также грибы, росту которых способствует повышенная влажность в герметичном объеме. Эти причины надо было предположить и выявить. И для следующих экспериментов ученые взяли сорт карликовой пшеницы "Апогей", устойчивый к воздействию этилена. Для растений очень важно, в чем развивается их корневая система, и ученые долго подбирали субстрат.

Ведь в космическую оранжерею нельзя поместить натуральную почву хотя бы потому, что она содержит огромное количество микроорганизмов, в том числе условно-патогенных. А в данном случае субстрат должен быть стерильным и иметь пористые частицы, способные удерживать капиллярную воду. Испытывали ионообменные смолы, цеолиты, волокнистые, тканевые материалы, однако остановились на гранулированном субстрате -обожженной глине с размерами частиц не более 3 мм. У всех испытателей наблюдалась большая увлеченность работой с растениями. Отвечая на вопросы специальной анкеты, командир группы отметил, что занятия с оранжереей были точкой соприкосновения интересов различных по характеру людей. Он назвал этот опыт одним из наиболее значимых в программе "ЭКО-ПСИ", "при работе с которым в полной мере ощущаешь свою активность, получаешь моральное удовлетворение от сделанного тобою. Очень важен фактор наблюдаемости результатов своего труда!". Другой член экипажа написал: "вырастить урожай стало для нас пожалуй, главной целью". Кроме того, командир отметил благотворное влияние занятий с растениями на эмоциональное состояние: "это - частичка живой природы, которая согревала душу, радовала глаз, создавала хорошее настроение, психологически разгружала..." [7].

Выводы

Данная работа позволила мне расширить представления о роли растений не только на такой большой космической станции, как планета Земля, но и об их роли на маленьких (по земным меркам) закрытых станциях или космических кораблях. Мне стало понятно, что такое «полный цикл», когда растения не только дают пищу и кислород, но и утилизируют отходы, очищают пространство и более того – создают психологически благоприятную обстановку на корабле. Фантастические фильмы, показывающие космические перелеты и острые сюжеты войн и освоения новых миров никогда не касаются способов и форм жизнеобеспечения астронавтов на кораблях и космических станциях. А это очень интересная область, которая по-новому открывает предмет биологию и ее профессиональные перспективы. Вначале я думал, что растения имеют только пищевое значение во время космических полетов, но в процессе работы понял, что они для космонавтов еще и экологи и психологи. Зная из школьных уроков биологии что растения – самые главные существа на нашей планете, без них не будет кислорода и органических веществ, а без этого – и самой жизни на Земле, я понял теперь, что без них невозможно и освоение Космоса.

Список литературы:

1. Наука и жизнь, Циолковский и Королев: мечты и реальность [электронный ресурс] – URL: <http://www.nkj.ru/archive/articles/11556/>, режим доступа – свободный.
2. Циолковский научил Россию мечтать о космосе [электронный ресурс] – URL: <http://www.km.ru/nauka/2011/09/09/issledovaniya-rossiiskikh-i-zarubezhnykh-uchenykh/tsiolkovskii-nauchil-rossiyu-mech>, режим доступа – свободный.
3. Планы Королева по покорению Марса [электронный ресурс] – URL: <http://vzapare.ru/plany-koroleva-po-pokoreniyu-marsa/>, режим доступа – свободный.
4. Водоросль хлорелла растет в космосе [электронный ресурс] – URL: <http://astraltravel.ru/?p=934>, режим доступа – свободный.
5. [электронный ресурс] – URL: [Http://my.krskstate.ru/docs/instituties/institut-biofiziki-sibirskogo-otdeleniya-ran/](http://my.krskstate.ru/docs/instituties/institut-biofiziki-sibirskogo-otdeleniya-ran/), режим доступа – свободный.
6. Растения научат человека бороться со стрессом в космосе [электронный ресурс] – URL: <http://www.nkj.ru/news/24049/>, режим доступа – свободный.
7. Оранжереи для орбитальных станций [электронный ресурс] – URL: <http://kosmi.ru/oranzherei-dlya-orbitalnyh-stancij.htm>, режим доступа – свободный.

Использование электрических ионных двигателей для вывода космических аппаратов на геостационарную орбиту

Леонтьева С.А., Хисматуллина Т.С.

Научный руководитель: Коскин В.В., к.т.н., педагог дополнительного образования КГООУ «Школа Космонавтики», 662971, Россия, г. Железногорск, ул. Красноярская, 36

E-mail: argasa@bk.ru

Цель: поиск путей снижения стоимости запуска спутника на геостационарную орбиту, путем дооснащения спутника дополнительным баком и двигателем

Задачи: изучить материал по этой теме, подобрать материал по теме, проведение расчетов, сделать выводы.

Актуальность: уменьшение суммарной стоимости запуска спутника на геостационарную орбиту

Методы: анализ литературы и проведение математического анализа.

Стоимость спутника на орбите включает в себя себестоимость спутника и стоимость его запуска. Одной из проблем космонавтики является высокая стоимость запуска КА на стационарную орбиту.

В работе рассматривается возможность дооснащения спутника двигателем работающим на ксеноне и дополнительным баком под ксенон(рабочее тело). Предлагается использование этого двигателя на этапе вывода КА с опорной орбиты на геостационарную орбиту. Высокая удельная тяга этих двигателей позволяет выводить КА на орбиту при минимальных затратах рабочего тела и использовать для этого ракетоносители малой и средней грузоподъемности, обладающие меньшей стоимостью, по сравнению с использованной в настоящее время ракетоносителем «Протон».

Данные и формулы для проведения расчетов взяты из монографии Косенко В.Е. и Чеботарёва В.Е. «Основы проектирования Космических Аппаратов» и О.А.Горшков, В.А.Муравьев и А.А.Шагайда «Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов». Используемый на спутниках ксенон будет не только выравнивать наклонение, но и выводить спутник на стационарную орбиту.

Высокая удельная тяга этих двигателей позволяет выводить КА с опорной на геостационарную орбиту за счёт использования собственных двигателей. В расчетах принято, что вес типового КА на стационарной орбите не превышает 3250 кг. С учетом дополнительного топлива и оборудования это позволяет использовать для их вывода на опорную орбиту ракеты нового среднего класса вместо более ранних носителей тяжелого класса.

Экономическая эффективность такого способа будет ещё выше при использовании разрабатываемых в наше время многоразовых ракет-носителей «Ангара-Байкал»

В настоящее время стоимость запуска тяжелого ракеты носителя «Протон» составляет 2,84 млрд. рублей. В предлагаемой схеме запуска, исходя из использования возвращаемого ракеты носителя среднего класса, следует ожидать, что стоимость запуска составит порядка 300 млн. рублей, т.е. экономия на каждом запуске составит примерно 2,5 млрд. рублей, что сделает спутник более конкурентоспособным по сравнению с зарубежными спутниками.

Учитывая, что срок активного существования спутника связи составляет 15 лет и рассматривается вопрос его увеличения, при увеличении срока активного существования увеличение времени его вывода до нескольких месяцев, на фоне экономической выгоды время вывода можно пренебречь.

Список литературы:

1. Модель космоса. Том 2 - Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. Под редакцией Л.С Новикова. Москва 2007.
2. Монография Косенко В.Е. и Чеботарёва В.Е. «Основы проектирования Космических Аппаратов информационного обеспечения».

3. Основы космонавтики. М. Фертрегт. Перевод А. Н. Рубршова. Под редакцией А.А. Космодемьянского. Издательство «Просвещение» 1969г.
4. Основы теории и расчета электрореактивных двигателей и тельных установок Ермошкин Ю. М. Е 72: Учеб. пособие СибГАУ. Красноярск, 2003. - 160 с.
5. Приходько Валентин Иванович , Copyright © 2008 – 2012.
6. Справочник по спутниковой связи и вещанию. М., 1983.
7. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов О.А. Горшков В.А. Муравлёв А.А. Шагайда Под редакцией академика РАН А. С. Коротеева. 2008.
8. Модели и методы решения задач оптимизации околоземных маневров космических аппаратов с двигателями малой тяги. С.А. Ишков, Самара 1998.
9. Оптимизация схем выведения космического аппарата на высокие рабочие орбиты. Мин Тейн, Москва 2010.

Будущее уже наступило

Маринин В.С.

Руководитель: Подворчан Ю.А., педагог дополнительного образования.

МАОУ ДОД ДДТ «У Белого озера», компьютерный класс «Graff»

634003, Россия, г.Томск, ул.Пушкина,12

E-mail: pcheltomsk@gmail.com

В фильме Роберта Земекиса «Назад в будущее-2» 1989 г. главные герои перемещаются в машине времени из 1985 года в 2015 год. Много удивительного увидели они в будущем: летающие машины и скейтборды, одежду, которая принимает нужную форму и размер, самозашнуровывающиеся ботинки и т.д. То, что 30 лет назад казалось далеким будущим, стало для нас настоящим. В 2014 году компания Hendo представила публике модель летающей доски или «Hoverboard», а компания Nike заявила о скором выпуске ботинок с автоматической шнуровкой.

Целью данной работы является составления обзора на всевозможные реальные и нереальные устройства, работающие с использованием принципа антигравитации.

Человечество на протяжении многих веков ищет способы преодолеть земное притяжение. Древнегреческие мифы о Дедале и Икаре, о Персее и его летающих сандалиях, сказочные персонажи, такие как барон Мюнхгаузен, вытаскивающий себя за волосы из болота вместе с конем [2], ковер-самолет из сказки Л. Лагина «Старик Хоттабыч» [3], Ариэль в рассказе А. Беляева [4], Алиса Селезнева, героиня повестей Кира Булычева, в одном из рассказов перемещающаяся по воздуху на «леталках» [5], лунный камень в произведении Н. Носова «Незнайка на Луне» [6], - эти и многие другие литературные герои и предметы демонстрируют веру человека в новые возможности. Примеры из кинофильмов («Джеймс Бонд», «Назад в будущее-2», «Восхождение Юпитер» и др.). На открытии Олимпиады в Лос-Анджелесе в 1984 г. впервые продемонстрирован реактивный ранец (джетпак) «Bell Rocket Belt». Ранец-вертолет, флайборд, ховерборд и т.д.

Термин «гравитация» произошел от латинского слова «gravitas», что означает тяжесть [8]. Яблоко, упавшее на голову Исаака Ньютона, однажды помогло ему понять, как действует земное притяжение. Так в 1687 году был открыт Закон всемирного тяготения. Противоположное этому явление антигравитации – т.е. возможность преодолеть земное притяжение. Вопрос антигравитации находится в стадии изучения и остается открытым по сей день.

В 1993 году в советском журнале «Техника молодежи» №4 в разделе «Сенсации наших дней» была опубликована статья советского исследователя В.С. Гребенникова под названием «Ночной полет на гравитолете» [9]. В основу антигравитационной платформы В.С.

Гребенникова положен принцип построения пчелиных гнезд. Исследователь открыл эффект полостных структур (ЭПС) – он заметил необычное воздействие ячеистых структур на живые организмы.

Ресурсы нашей планеты исчерпаемы. Перед человечеством стоит задача – найти альтернативные источники энергии. Возможно, один из таких источников и есть антигравитация. Если механизм антигравитации будет успешно исследован и начнет применяться, откроется новый этап технического прогресса. Благоприятные последствия: улучшение экологической ситуации (отсутствие выхлопных газов), отказ от топлива, не будут нужны громоздкие механизмы и энергозатратная техника, у каждого человека появится возможность свободного перемещения в пространстве над поверхностью земли.

Итак, будущее уже наступило. Человек стремится познать новые, неизвестные ранее механизмы. К сожалению, пока это только малополезные и не нашедшие массового применения изобретения. Мечта все еще остается мечтой. Но есть надежда, что мы уже на пороге новой эры великих открытий.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс] -
URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A5%D0%BE%D0%B2%D0%B5%D1%80%D0%B1%D0%BE%D1%80%D0%B4>. Дата обращения 24.02.2015.
2. Распе Э. Приключения барона Мюнхгаузена. М.: Махаон, 2012.
3. Лагин Л. Старик Хоттабыч: повесть-сказка. Спб.: Азбука-Аттикус, 2014.
4. Беляев А.Р. Ариэль: Фантастический роман. – М.: Советская Россия, 1986.
5. Булычев К. День рождения Алисы: Фантастические повести. – М.: Дрофа-Плюс, 2005.
6. Носов Н.Н. Приключения Незнайки и его друзей. Незнайка в Солнечном городе. Незнайка на Луне. – М.: Правда, 1991.
7. [Электронный ресурс] -
URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%B5%D0%B0%D0%BA%D1%82%D0%B8%D0%B2%D0%BD%D1%8B%D0%B9_%D1%80%D0%B0%D0%BD%D0%B5%D1%86. Дата обращения 24.02.2015.
8. Краткая российская энциклопедия. Том 1, - М.: ОНИКС 21 век, 2004 г., С. 705.
9. Гребенников В.С. Ночной полет на гравитолете//Техника молодежи. М., 1993. - №4. – С. 42-43.

Существуют ли инопланетяне?

Сушкова К.Д., Мустакимова Р.Р.

Научный руководитель: Аубакирова А.А., учитель физики

Назарбаев Интеллектуальная школа Физико-математического направления г. Семей
071400, Казахстан, г. Семей, ул. Кабылбаева 32

E-mail: Aubakirova_A@sm.nis.edu.kz, rammina_99@mail.ru

На сегодняшний день большинство людей даже не подозревают, что далеко в просторах галактики могут обитать живые организмы, подобные нам. А Вы когда-нибудь задумывались о существовании неземных цивилизаций, задавались ли вопросом о том, бывали ли они на земле, контактировали ли они с нашими предками? Если внеземные расы и вправду существуют, то связь с ними поможет человечеству сделать огромный шаг в развитии новых технологий. Ну а пока, давайте хотя бы попробуем разобраться есть ли они?

Во-первых, существование внеземных цивилизаций легко доказать тем, что ученые по всему миру очень часто наблюдают «неопознанные летающие тарелки» в различных уголках земли. Нам кажется, что это является прямым доказательством их существования.

Несмотря на то, что НЛО наблюдаются повсеместно, существуют районы, где их наблюдают особенно часто — так называемые «окна». Подобные «окна» имеются в США, в Австралии, Японии, Франции, Великобритании, в Бразилии, Аргентине, Италии, Испании, Норвегии, Малайзии, в Пуэрто-Рико и на Канарских островах (В Африке «окон» не зафиксировано).



Рисунок - 1 Фрагмент НЛО

Может быть, отсутствие окон в Африке указывает на то, что пришельцы не адаптированы к жаркому климату. Также, в некоторые периоды сообщения о НЛО приходят чаще, чем в другие. Так, в США «окна» действовали в 1947, 1950, 1952, 1965, 1967 и в 1973 г., в Японии — в 1958 г., в СССР — в 1962 и в 1977—1978 гг. и т. д. Отмечается закономерность: в малонаселённых районах НЛО наблюдаются чаще. Нет единого мнения об «окнах». Некоторые исследователи склонны рассматривать в качестве причины «волн» сообщений о НЛО повышенную яркость того или иного астрономического объекта в данный период, например, Марса. Более того, ученые доказали, что данные средства передвижения способны летать на большей скорости, чем те, которые изобрело человечество. Это говорит о высокой развитости внеземной цивилизации и, конечно же, о том, что существует другой, более лучший вид энергии, а также доказывает то, что эти космические корабли были созданы не на Земле. Во-вторых, доказательством того, что гуманоиды были на планете Земля является тот факт, что по всему миру ни раз были найдены тела инопланетных обитателей. Например, многие из нас знают о интересном инциденте, случившемся в России. Странное полуживое существо было обнаружено в поселке Каолиновый под Кыштымом одинокой пенсионеркой Тамарой Васильевной Просвириной в мае 1996 года. По одним данным, существо было обнаружено ею на кладбище во время грозы, по другим — в лесополосе рядом с местной школой. Пенсионерка забрала его к себе домой. Существо употребляло человеческую пищу, странно выглядело и пахло. Длина тела существа составляла примерно 30 см, у него имелись туловище, руки, ноги, голова с высокой лобной долей, ртом и глазами. Пенсионерка дала существу детское имя («Алешенька»). После изучения материала, у нас сложилось впечатление, что бабушка очень сильно его любила. Однако, его украли у нее и после некоторого времени Алешенька был найден мертвым. Удивившись необычной внешности погибшего «малыша», милиционер Бендлин отправил мумию на экспертизу. Осмотрев тело, патологоанатом Станислав Самошкин, сделал сенсационное заключение — существо не имеет никакого отношения к человеческому виду: «Голова собрана как кувшинка, шлемовидной формы и составлена всего из четырех костных пластин. А череп человека состоит из шести пластин, каким бы он мутантом или уродом бы ни был. Кости не хрящевинные, а вполне нормальные, трубчатые. Что для человеческого младенца просто невозможно». То есть мы имеем все основания считать найденное существо инопланетянином. Интересно, что бы было если бы Алешенька не погиб? Но это нам никогда не узнать.



Рисунок - 2 Кыштымский инопланетянин

Также, существо, не похожее на Земное, было найдено при Розуэлльской аварии - предполагаемом крушении неопознанного летающего объекта около города Розуэлл в штате Нью-Мексико, США в июле 1947 года. Начиная с конца 1970-х годов, этот инцидент стал причиной ожесточённых споров и теорий заговора, прежде всего из-за невыясненной природы обнаруженного объекта.



Рисунок - 3 Розуэлльский инопланетянин



Рисунок - 4 Египетский инопланетянин

В различных публицистических источниках популярна версия, согласно которой объект был внеземным кораблём, а его пилот являлся инопланетянином, которого правительство США захватило и засекретило. Это событие стало одним из самых известных элементов американской поп-культуры, и, благодаря ему, название города Розуэлл часто ассоциируется с НЛО. На сегодняшний день это является одной из самых больших загадок человечества. К тому же еще одна находка «космического гостя» была зафиксирована в Египте. Маленькое тело инопланетянина с большими глазами было найдено в тайной комнате возле помещения, в котором было тело египетского фараона. Отлично сохранившееся благодаря тщательной мумификации чужеродное тело было найдено в одной из египетских пирамид в непосредственной близости от гробницы Сенусерта II. Первым об этом сообщил Виктор Любек, бывший профессор археологии из Университета Пенсильвании. Мумия была найдена в отдельном, секретном отделе пирамиды, и была погребена со всеми почестями. Надписи в комнате, говорят, что это был Osirunet, советник фараона, чье имя означает «звезда» или «прийти со звездами». Возможно, он пришел с Марса, где существовала вода, как доказывают снимки сделанные марсоходом «Любопытство». Вокруг тела были обнаружены странные объекты, происхождение и назначение которых археологи до сих пор не в состоянии определить. Самое интересное, что существа, найденные в данных случаях похожи друг на друга, как две капли воды. Более того, на планете известны не только эти случаи обнаружения предполагаемых членов инопланетной расы. В-третьих, существование внеземной цивилизации могут доказать предметы, которые просто не могли сделать люди. Например, каменные истуканы на острове Пасхи. Этот остров также известен под названием Рапа Нуи.



Рисунок - 5. Каменные истуканы на острове Пасхи



Рисунок - 6 Круги на полях Шымкента

На территории всего острова находятся загадочные огромные каменные статуи. Это невероятно, но каждая статуя весит в среднем около 14 тонн. Достоверно никто не знает, чем именно являются эти статуи, кто их построил, и что они символизируют. Одна из теорий появления истуканов гласит, что их сделал внеземные расы. Если рассуждать разумно, то есть лишь одна форма жизни, которая могла выполнить вышеупомянутую задачу, не прибегая к помощи рычагов и инструмента для вырезания. Строители могли быть особой формой жизни из космоса, о которой мы ничего не знаем. Они могли использовать остров Пасхи, как полигон по отработке навыков пользования лазерными лучами. Также есть версия о том, что у инопланетных существ при перелете произошла поломка и они высадились на острове Пасхи. Во время того, как они были на острове, они развлекались, вырезая из камней самих себя. Также тот факты, что инопланетяне были на нашей планете, подтверждают круги на полях, оставленные ими. Загадочное, но достаточно распространенное в мире явление кругов на полях зафиксировано и в нашей Республике Казахстан близ города Шымкент. По словам свидетеля происшествия, он ехал по дороге, его что-то ослепило, как будто солнечный зайчик или фары встречной машины, поднял голову, он увидел в небе удаляющуюся ослепительно-яркую точку. А когда посмотрел на поле, увидел круги. Журналисты побывали на месте происшествия. На выжженном поле примерно в 100 метрах от автодороги действительно были два круга неизвестного происхождения. В одном круге диаметром около 15 метров сухая трава сохранилась, а в другом сухостой полностью выгорел. В каждом из кругов имеются оголенные участки земли в форме буквы U.

Это доказывает то, что инопланетяне были на нашей планете. Мы абсолютно уверены, что приведенные нами сведения достоверны и могут являться подтверждением существования внеземных цивилизаций. Но кто они и зачем им нужна наша планета?

Список литературы:

1. [Электронный ресурс] – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D1%80%D1%83%D0%B3%D0%B8_%D0%BD%D0%B0_%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D1%8F%D1%85, режим доступа – свободный.
2. [Электронный ресурс] – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%98%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D0%BB%D0%B0%D0%BD%D0%B5%D1%82%D1%8F%D0%BD%D0%B8%D0%BD4>, режим доступа – свободный.

Экспериментальное исследование состояния заснеженного ледяного покрова весной 2015

Павловский В.В.

Научный руководитель: Орлов М.Ю., к.ф.-м.н., ст.н.с.

Национальный Исследовательский Томский государственный университет

634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, корп. 10

E-mail: orloff_m@mail.ru

Актуальность исследований

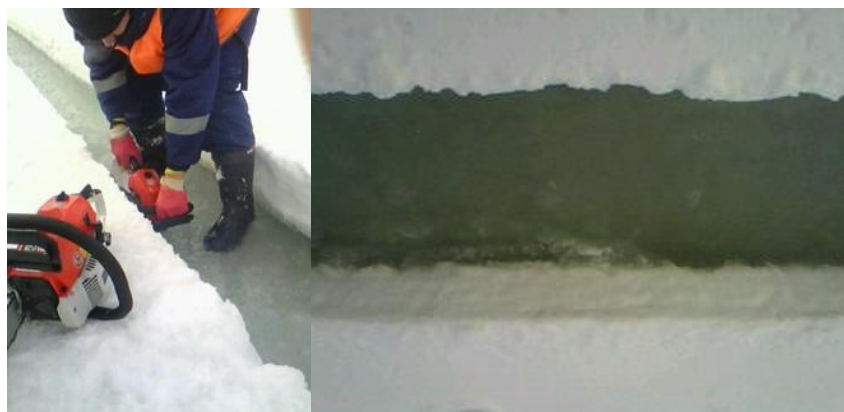
В настоящее время изучением свойств льда при динамическом нагружении занимаются различные группы ученых-исследователей в РФ и за рубежом. Наша страна входит в пятерку «ледовых» стран, поэтому постоянно существует необходимость в развитии северных территорий (создание ледовых переправ и т.д.), увеличение добычи природных ископаемых в районах вечной мерзлоты (разработка скважин на Крайнем Севере), а также отработка ракетно-артиллерийского вооружения в ледяных пустынях Арктики и Антарктики. Ярким примером служит 15 по счету пуск баллистической межконтинентальной ракеты «Булава» с подводного крейсера тактического назначения «Юрий Долгорукий», который вначале был отложен по причине сложной ледовой ситуации в Белом море осенью 2010 года. Известно, что некоторые небесные тела могут полностью состоять из льда, а вероятность их столкновения с космическими аппаратами с каждым годом увеличивается. Тема столкновения астероида с Землей была даже экранизирована в Голливуде. Актуальной остается проблема весенних заторов на реках, длина которых может достигать 150 и более километров.

Мобильная лаборатория «Исследование поведения природных материалов при динамическом нагружении»

На базе лаборатории 21 НИИ прикладной математики и механики Томского госуниверситета организована мобильная лаборатория «Взрывное разрушение природных материалов». Основная цель заключается в экспресс-анализе поведения природных материалов при взрывном нагружении. При проведении натурных экспериментов объектами исследования выступали заснеженный и бесснежный ледяные покровы, а также природный известняк. В будущем запланировано экспериментальное исследование каменного угля и сланцевого известняка. Экспедиции проведены в Сибирском Федеральном Округе на территории Томской и Кемеровской областей. Постоянными партнерами являются МЧС России по Томской области и ООО «КузбассСпецВзрыв». Цель работы заключается в изучении структуры речного однолетнего льда в районе города Томска весной 2015 года.

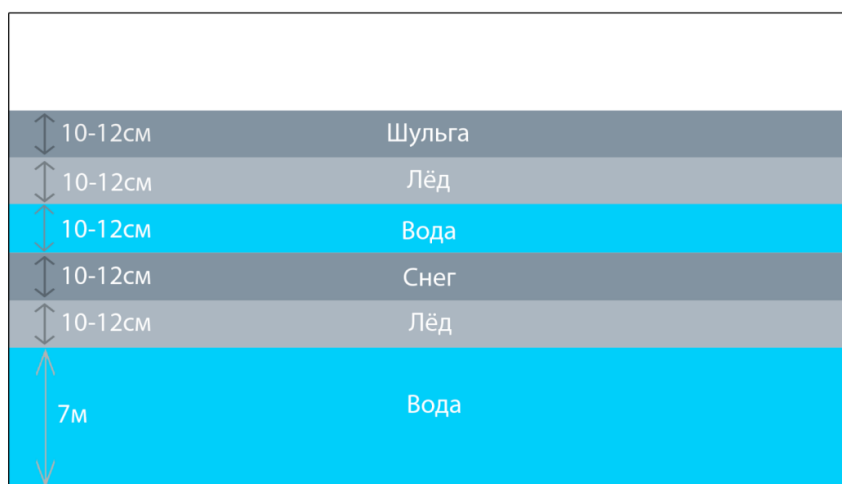
Эксперимент по исследованию состояния заснеженного льда

6 марта 2015 года река Томь в районе нового коммунального моста г. Томска. Температура -5 градусов, днём около нуля. Расстояние от берега 250 м. Глубина 7 м, температура воды 4 °С. Визуально установлено, что ледяной покров был ровный. Площадка для эксперимента имеет размеры (10×10) м. Разводьев, проталин и стационарной полыньи на экспериментальном участке не обнаружено. Доставка исследователей до места проведения эксперимента осуществлена средствами спасательно-поисковой службы. Лёд был разрезан (для дальнейшего исследования) при помощи бензопилы «Штиль». В ходе эксперимента было обнаружено, что лёд на данном участке имеет сэндвич-структуру – 5 слоёв по 10-12см (шуга – лёд – вода – снег – лёд).



а)

б)



в)

Рисунок 1 – Результаты натурного эксперимента

На рисунке 1а показан процесс разрезания льда в черте г. Томска. В данный момент работник ОАО «КузбассСпецВзрыв» обрабатывает кромку льда режущим инструментом. На рисунке 1б показана канавка, проделанная во льду при помощи режущего инструмента. На дне канавки отчетливо видна вода. На рисунке 1в представлена схема ледяного покрова в месте проведения экспериментальных работ. Следует отметить, что в прошлом году ледяной покров имел другую структуру.

В дальнейшем планируется смоделировать соударение крупногабаритного ударника с ледяным покровом, имеющим аналогичное строение.

Список литературы:

1. Glazyrin V.P., Kruszka L., Orlov M.Yu., Orlov Yu. N. Numerical Simulation of Integration Processes of Projectiles with Concrete and Ice // Abstracts of Workshop 2012: Dynamic Behavior of Materials and Safety of Structures, 2-4 May. 2012, Poznan, Poland. P. 12-15.

Экспериментальное исследование известняка при взрывном нагружении

Потапова Е.Н., Барженова О.Д., Примаков А.С., Трофимов А.А.

Научный руководитель: Орлов М.Ю., к.ф.-м.н., ст.н.с.

Национальный Исследовательский Томский государственный университет

634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, корп. 10

E-mail: orloff_m@mail.ru

Актуальность исследований

В настоящее время актуальным является исследование природных материалов при динамическом нагружении. Поисковые научные исследования ведутся в различных научных организациях как в нашей стране, так и за ее пределами (НИ Томский государственный университет, НИ Томский политехнический университет, ННГУ им. Н.И. Лобачевского, ИГ им. М.А. Лаврентьева). Работы стимулируют развитие критических технологий РФ, утверждёнными Указами Президента РФ от 30 марта 2002 г. № Пр-576. Натурные эксперименты являются дорогостоящим, но необходимым этапом исследования поведения природных материалов при динамическом нагружении. В процессе физического и натурного экспериментов представляется возможным изучить состояние природного материала после подрыва взрывчатого вещества, а именно: зафиксировать форму взрывного кратера измерив при этом глубину и диаметр, оценить диаметр разлета осколков и их размер, рассмотреть на поверхности трещины, сколы и откольные тарелки.

Мобильная лаборатория «Взрывное разрушение природных материалов»

На базе лаборатории 21 НИИ прикладной математики и механики Томского госуниверситета организована мобильная лаборатория «Взрывное разрушение природных материалов». Основная цель заключается в экспресс-анализе поведения природных материалов при взрывном нагружении. При проведении натурных экспериментов объектами исследования выступали заснеженный и бесснежный ледяные покровы, а также природный известняк. В будущем запланировано экспериментальное исследование каменного угля и сланцевого известняка. Экспедиции проведены в Сибирском Федеральном Округе на территории Томской и Кемеровской областей. Постоянными партнерами являются МЧС России по Томской области и ООО «КузбассСпецВзрыв».

Натурные эксперименты по взрывному нагружению природного известняка

Ниже представлены результаты натурного эксперимента по взрывному нагружению массива известняка. Исследования проведены на одном из карьеров Кемеровской области. Экспериментальная площадка была более 100 м², а ее поверхность практически гладкой. На площадке бурились специальные скважины глубиной 5,6 и диаметром 0,11 м. Известняк относится к крепким горным породам, поэтому процесс бурения лунки произведен при помощи погружного пневмоударника. Количество лунок в известняковом массиве равнялось 7.

На рисунке 1а приведена схема эксперимента и компоненты взрывчатки по отдельности. В состав взрывчатого вещества входили гранулит ПС-2, Эмуласт АС-ФП и ПЖВ-20. Гранулит ПС-2 является смесью селитры и минерального масла. В конструкции ВВ эти компоненты располагались снизу вверх (рисунок 1б). Проведенные ранее геологоразведочные работы установили, что на глубине более 10 метров под известняком находится вода в жидкой фазе. Экспериментальным работам предшествовала относительная теплая погода, а в скважинах присутствовала вода из-за таяния снега. После закладки взрывчатое вещество практически полностью заполняло внутреннее пространство скважины.

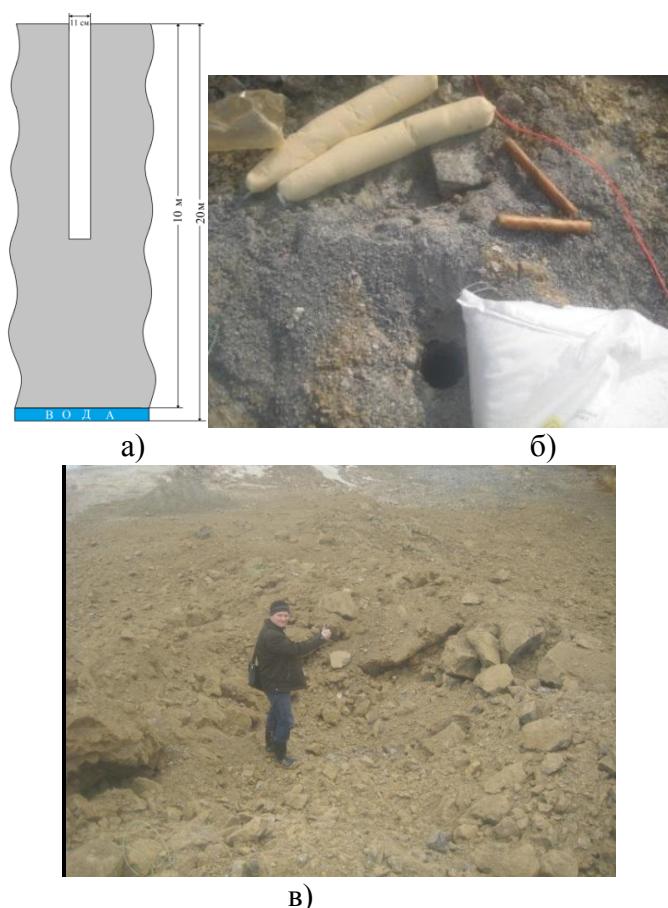


Рисунок 1 – Результаты экспериментов

После одновременного подрыва взрывчатого вещества во всех лунках произошло сильное разрушение известнякового массива (рисунок 1в). В течение некоторого времени на месте проведения эксперимента присутствовал сильный запах селитры. Фрагменты известняка различного диаметра можно было наблюдать в радиусе более 100 метров. Качественная оценка высоты разлета осколков составила до 70 метров и более. На рисунке 6б можно разглядеть очертания взрывного кратера, сформировавшегося между 5 и 6 лунками. При детальном осмотре места эксперимента выявил несколько кусков известняковой породы в поперечном размере около 150 см. В процессе взрывного нагружения незначительная часть известняка превратилась в «песок» и сохранила в последствие свой первоначальный цвет. Глубину взрывного кратера померить не удалось. Однако есть все основания полагать, что дно взрывного кратера находится на уровне приблизительно 6 метров.

Таким образом, была предпринята попытка расчета диаметра взрывных кратеров, образованных в результате действия продуктов детонации. Отметим, что оценка диаметра кратера была качественная. Установлено, что он изменялся от 120 до 170 см в зависимости от массы взрывчатки.

Список литературы:

1. Орлов М.Ю., Богомолов Г.Н., Голубятников В.В., Садохин А.Н. Исследование процессов динамического нагружения природных материалов. Часть 1. Эксперимент и расчет взрывного нагружения известняка // Фундаментальные основы баллистического проектирования: IV Всероссийская научно-техническая конференция. Санкт-Петербург, 23-28 июня 2014 г.: Сборник материалов / Под ред. Б.Э. Керта; Балт. гос. техн. университет. - Спб, 2014. С. 164-165.

Мини-обсерватория

Савостиков В.В., Фролов М.М.

Научный руководитель: Янушкевич.О.Д., педагог дополнительного образования
КГОАУ «Школа Космонавтики», 662971, Россия, г. Железногорск, ул. Красноярская 36
E-mail: frolovmm1997@gmail.ru

Представленная к рассмотрению работа относится к астрономическим исследованиям и к приборам видеонаблюдения. Она может быть использована в общеобразовательных и специальных учреждениях. Целью работы является создание мини обсерватории, содержащей телескоп со встроенной веб камерой, способной работать вне помещения, то есть способной работать во всепогодных, климатических условиях, работать на крышах на чердаках, а также на мачтах. Патентные исследования показали наличие множества и разнообразие вариантов, интересных технических решений создания мини обсерваторий с секторами или окнами для обозрения. Сферы полусферы, домики, будки. Наиболее близким по сути (прототипом) является обсерватория Родионова. Это будка на колёсах, катающаяся по рельсам. Внутри будки на фундаменте установлен телескоп со встроенной веб камерой, подключённой к компьютеру. В исходном положении телескоп защищён от внешних условий и для работы в штатном режиме открытого неба будку необходимо переместить, а по окончании работы необходимо перекачать на прежнее место. Таким образом, осуществляется климатическая, биологическая и физическая защита оптики телескопа, то есть нарушаются основные принципы техники безопасности и достоверности передачи информации. Это является недостатками прототипа. Представленная же к рассмотрению работа исключает недостатки прототипа. Это достигается тем, что для создания мини обсерватории, телескоп со встроенной веб камерой помещён в герметичный корпус (баг), представляющий собой двухстворчатую ракушку с шарнирным соединением между ними(створками), открывание и закрывание которых осуществляется червячной передачей гайка-винт-мотор, причём управление электрическим мотором производится с пульта, расположенного рядом с компьютером, а фокусировка изображения осуществляется вторым вновь введённым мотором. А вновь введённые третий и четвёртый мотор с червячными передачами выполняют функцию привода телескопа по иксу и по игреку. Телескоп жестко закреплён к одной из створок герметичного корпуса. Мини обсерватория работает следующим образом: В исходном состоянии и створки корпуса закрыты. Створки корпуса сделаны из двух корпусов компьютерных мониторов. Створки корпуса соединены рояльным шарниром. Для начала работы необходимо подать питание на мотор. На оси мотора закреплён ходовой винт, по которому скользит ходовая гайка и тянет за собой подвижную створку. Открывается створка, а в неподвижной створке жестко закреплён телескоп. На оси регулировки фокуса изображения укреплена ось второго мотора с необходимым коэффициентом замедления для обеспечения точности фокуса. По окончании работы на мотор подаётся питание, и створки герметично закрываются и так называемая мини обсерватория переходит в ждущий, спящий режим. И при необходимости включается термостат. Зависимости от времени года. Таким образом, поставленная цель достигнута.

Горизонт событий

Соболевский И.С.

Научный руководитель: Антропьянская Л.Н., педагог-психолог
МБОУ СОШ «Эврика-развитие», г. Томск, пер. Юрточный, 8, стр. 1
E-mail: antropan@mail.ru

Актуальность

Когда я от серьезных людей впервые услышал это словосочетание – «горизонт событий» мне представилось что-то фантастическое, но реальное. Это место, в котором формируются события для нашего мира. Или место, куда уходят уже свершившиеся события из нашего мира. В этом словосочетании слышалась граница между мирами, миром реальным, земным, в котором свершаются события и миром космическим, недостижимым, но манящим. И мне стало очень интересно – что же это такое, горизонт событий?

Я начал расспрашивать знакомых, но мне мало чем могли помочь несведущие в физике люди. Одни говорили, что горизонт событий, это то, что уже видно, но еще в перспективе, мы уже ждем этого события в скором времени, но пока не знаем, как оно развернется. Другие говорили, что горизонт событий это то, что мы планируем, то, что может развернуться в соответствии с нашими усилиями. Для третьих горизонт событий представлялся как невозможность достижения, как то, к чему можно идти всю жизнь, но достичь невозможно. А кто-то где-то слышал, что это вообще про космос. Проведя такой опрос я понял, что надо обращаться либо к ученым физикам, либо искать информацию в серьезных источниках. И я отправился во всемирную паутину. Не могу сказать, что я разобрался в этом вопросе на высоком научном уровне, но я открыл для себя мир, в котором живут неопределимые для нашего земного сознания понятия. Нигде в человеческом опыте или в окружающей реальности нет ничего подобного тому, что я узнал о горизонте событий. Но почему-то, кажется, что когда-то давно я знал это не понаслышке и сейчас встречаюсь с этим, как со старым другом....

И сегодня я хотел бы и вам рассказать о таком явлении, как горизонт событий. Но само понятие горизонта событий связано с еще более сложной категорией - чёрными дырами и гравитационной сингулярностью. Оказывается горизонт событий это вовсе не привычный нам земной горизонт, где Земля соединяется с небом, а явление космического уровня.

«Чёрная дыра — область в пространстве-времени, гравитационное притяжение которой настолько велико, что покинуть её не могут никакие объекты, даже объекты, движущиеся со скоростью света, в том числе и кванты самого света. Граница этой области называется горизонтом событий, а её характерный размер — гравитационным радиусом. В простейшем случае для сферически симметричной чёрной дыры он равен радиусу Шварцшильда [1]». Вот что говорит нам Википедия о таком явлении, как чёрная дыра. Из других источников, например, астрономии для детей, становится понятно, что...

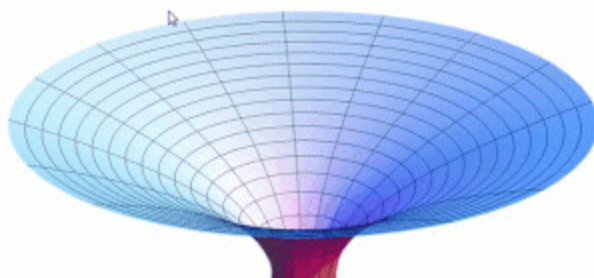


Рисунок 1 - Черные дыры состоят из трех основных частей

Внешний слой черной дыры называется внешним горизонтом событий. Внутри внешнего горизонта событий вы еще можете вырваться от гравитации черной дыры, потому что сила тяжести здесь не так сильна. Средний слой черной дыры называется внутренним

горизонтом событий. Если вы не избежали силы тяжести черной дыры, прежде чем вошли во внутренний горизонт событий, то вы, дети, упустили свой шанс. Сила тяжести в этом слое намного сильнее и не отпускает объекты, которая она захватывает. В этот момент вы начинаете падать к центру черной дыры. Центр черной дыры называется Сингулярность. Это странное слово означает раздавленную звезду. Сингулярность, это место, где гравитация черной дыры самая сильная.

Черные дыры в действительности одни из самых странных и загадочных объектов **в космосе**. Их причудливые свойства бросают вызов законам физики **Вселенной** и всей природе существующей действительности. Чтобы понять, что же такое черные дыры, мы должны научиться думать «вне коробки», то есть вне привычных способов думанья, которым нас обучают на земле. Надо применить немного фантазии. Черные дыры образуются из ядер супер массивных звёзд, которые можно охарактеризовать как область пространства, где огромная масса сосредоточена в пустоте, и ничего, даже свет не может там избежать гравитационного притяжения. Это та область, где вторая космическая скорость превышает скорость света. И чем более массивный объект движения, тем быстрее он должен двигаться для того чтобы избавиться от силы своей тяжести. Это известно как вторая космическая скорость. Гравитация черной дыры настолько огромна, что она практически останавливает ход времени. Если снаружи черной дыры наблюдать, как падает космический корабль, то можно увидеть, что он все больше и больше замедляется и, в конце концов, исчезает.

Графически черную дыру можно представить так:

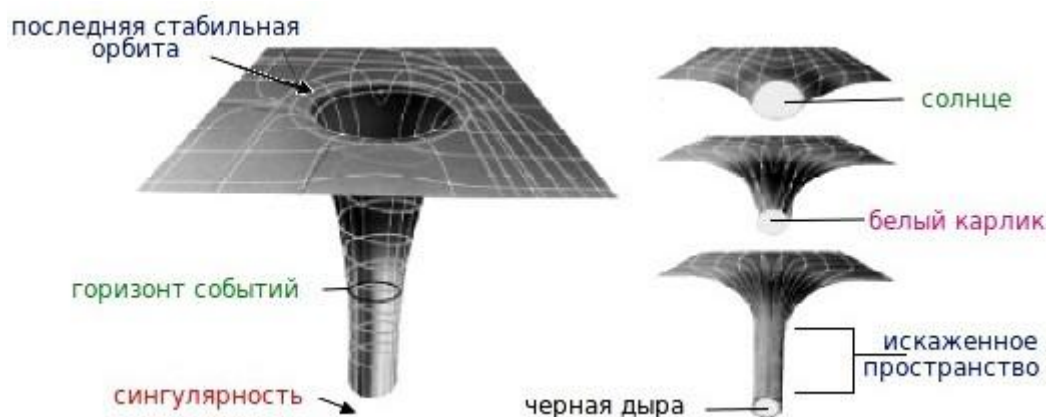


Рисунок 2 - Примеры гравитационных воронок

Рождение черной дыры можно представить так: шар, который лежит на натянутой эластичной ткани (времени), становится все более маленьким и плотным, и ткань все сильнее прогибается под его весом, пока, наконец шар не становится настолько маленьким, что она просто смыкается над ним, и он пропадает из поля зрения. Примерно так происходит и в реальности: пространство-время вокруг звезды свертывается, и она пропадает из Вселенной, оставляя в ней лишь сильно искривленную область пространства-времени. В самой же черной дыре искривление пространства-времени становится бесконечным — такое состояние физики называют сингулярностью, и в нем нет ни пространства, ни времени в нашем понимании [4].

Теория относительности Эйнштейна описывает гравитацию как искривление пространства-времени. Чем массивнее объект, тем больше это искажение будет. Черные дыры настолько огромны, что они искажают пространство времени, и оно отодвигается в глубокую и бездонную пустоту, от которой ничто не может укрыться. Черные дыры, на самом деле формируются из сверхмассивных звезд, масса которых, по крайней мере, в десять

раз больше, чем наше Солнце. Когда горят звезды, в процессе синтеза выделяется сплав водорода. Данная ядерная реакция производит давление, которое позволяет выталкивать из центра водоворота звезды. И противодействует силе тяжести, которая тянет ее обратно внутрь. Эти две силы идеально сбалансированы. Что позволяет звезде не разрушиться. Когда она исчерпывает свой запас водородного топлива, баланс нарушается [3].

По сути, черная дыра это некая точка в пространстве, масса которой равна бесконечности, и сила притяжения которой так же равна бесконечности. А это значит, что любой объект, приблизившийся достаточно близко к данной точке, будет «втянут» в неё, растянут в струну (вследствие высокого градиента силы притяжения) и сжат до размеров атома.

Существует 4 сценария образования чёрных дыр, два реалистичных: гравитационный коллапс (сжатие) достаточно массивной звезды и коллапс центральной части галактики (или протогалактического газа); и два гипотетических: формирование чёрных дыр сразу после Большого Взрыва (первичные чёрные дыры) и возникновение в ядерных реакциях высоких энергий.

Итак. Теперь, когда мы более или менее разъяснили, что такое чёрные дыры, можно поговорить о горизонте событий.

Горизонтом событий называется граница чёрной дыры, «точка невозврата», если это можно так назвать. Любой объект, оказавшийся за горизонтом событий, каким бы он не был, будет гарантированно затянут в сингулярность.

Свое название данное явление получило в связи с тем, что после пересечения данной границы вероятность какого-либо события будет равна нулю. Предположительно, оказавшись за горизонтом событий, человек (или любое другое живое существо) перестанет видеть что-либо, в том числе и свет. (Как уже указывалось выше, кванты света так же притягиваются сингулярностью).

Размеры горизонта зависят от гравитационного радиуса (радиус Шварцшильда). Гравитационный радиус (или радиус Шварцшильда) представляет собой характерный радиус, определённый для любого физического тела, обладающего массой: это радиус сферы в яркостных координатах, на которой находился бы горизонт событий, создаваемый этой массой в общей теории относительности, если бы она была распределена сферически-симметрично, была бы неподвижной (в частности, не вращалась, но радиальные движения допустимы), и целиком лежала бы внутри этой сферы.

Однако, существование горизонта событий не доказано (и, в ближайшем будущем едва ли будет доказано). Существование чёрных дыр также не является доказанным, в следствии того, что их существование на данный момент развития науки невозможно доказать. В самом деле, даже если бы мы смогли найти чёрную дыру, как бы мы доказали то, что это чёрная дыра? Если послать туда зонд или человека, то он не вернётся, сигнал оттуда тоже не доходит. Поэтому чтобы доказать существование чёрных дыр, нужно решить для начала огромное количество проблем. И мне стало интересно изучать это дальше, разбираться в этом не только с учителем физики, но и с учеными, которые занимаются этим профессионально. Я не очень понимаю, где мне искать таких людей, но я думаю, что я их найду.

Список литературы:

1. Свободная Энциклопедия – Википедия.
2. Сергей Попов. Экстравагантные консерваторы и консервативные эксцентрики // Троицкий Вариант: газета. — 27 октября 2009. — В. 21 (40N). — С. 6—7.
3. [Электронный ресурс] – URL: <http://v-kosmose.com/chernyie-dyiryi-v-kosmose/>, режим доступа – свободный.
4. [Электронный ресурс] – URL: <http://theoryandpractice.ru/posts/7405-chto-takoe-gorizont-sobytiy-ili-kak-vyrvatsya-iz-chnoy-dyru>, режим доступа – свободный.

Искусственные спутники Земли и прогноз погоды

Сулакшина Е.С.

Научный руководитель: Орлов М.Ю., учитель физики

МАОУ Гимназия № 6, г. Томск, ул. Герцена, 7

E-mail: inthemist04@gmail.com

Введение

Согласно Большой советской энциклопедии [1], «погода - это состояние атмосферы в рассматриваемом месте в определенный момент или за ограниченный промежуток времени (сутки, месяц, год). Многолетний режим погоды называют климатом. Погоду характеризуют метеорологическими элементами: давлением, температурой, влажностью воздуха, силой и направлением ветра, облачностью (продолжительностью солнечного сияния), атмосферными осадками, дальностью видимости, наличием туманов, метелей, гроз и др. атмосферными явлениями».

Погода и ее предсказание интересовали людей всегда. Об этом свидетельствуют многочисленные народные приметы. Научно обоснованный прогноз погоды стал возможен только в XVIII в. после изобретения измерительных приборов и открытия физических законов, определяющих поведение газов. В 1888 г. Г. Гельмгольц сформулировал фундаментальные законы движения воздуха, необходимые для описания атмосферных процессов в виде системы гидродинамических и термодинамических уравнений. В 1922 г. были опубликованы результаты трудов Л. Ричардсона, который впервые предпринял попытку предвычислить погоду с помощью этих уравнений, но из своих результатов он сделал вывод о бесперспективности предвычислений погоды из-за огромного объема вычислений. Поэтому прогностическая метеорология в 20–30-е годы XX в. развивалась по пути создания физических моделей, описывающих структуру и эволюцию погодных систем и установления закономерностей в общей циркуляции атмосферы. В 1930 г. В России в г. Павловске был произведен первый в мире запуск радиозонда, что добавило третье измерение (высоту) в метеорологические модели и стимулировало развитие гидродинамических моделей общей циркуляции атмосферы. Однако применение этих моделей на практике стало возможным только после появления ЭВМ.

Современные гидродинамические модели многоуровневые, они отражают многослойность реальной атмосферы, учитывают физические воздействия на циркуляцию в атмосфере (трение, рельеф), а также эффекты, обусловленные процессами испарения, конденсации водяного пара и теплообменом между океаном и атмосферой. Эти модели позволяют с достаточной точностью прогнозировать значения давления, температуры, ветра и облачности в точках регулярной географической сетки [2].

Существенное улучшение прогнозирования погоды и климата стало возможным благодаря широкому использованию данных, поступающих с искусственных спутников Земли. Сразу же после запуска первых спутников метеорологи заинтересовались возможностью наблюдать за атмосферой Земли из космоса. В США уже в апреле 1960 г. был запущен аппарат «ТИРОС-1», передавший первое в мире изображение Земли из космоса, тем самым доказавший пригодность спутников для наблюдения за погодой. Первая советская спутниковая система начала функционировать в 1967 г. с запуска спутников «Космос-144» и «Космос-156».

Методика прогноза погоды

Процесс прогнозирования погоды происходит следующим образом. Крупные метеорологические центры (существуют в США, Австралии, Англии, Франции, России, Японии, Китае и Германии), оснащенные мощной вычислительной техникой, ежедневно на основе глобальных моделей общей циркуляции атмосферы производят расчет на 5–7 суток полей давления, высот изобарических поверхностей, полей ветра и температуры и другой продукции и автоматически в кодированном виде распространяют ее в оперативные прогностические организации. Например, в России роль такого центра выполняет

Гидрометцентр России совместно с Главным радиометцентром и Главным вычислительным центром Росгидромета. Расчеты производятся на каждые сутки, поэтому, переведя цифровую информацию на карты, можно последовательно проследить прогностическое развитие и перемещение циклонов и антициклонов, траектории воздушных масс, изменение температуры воздуха у поверхности Земли и на различных уровнях в атмосфере и т.д.

Имея постоянный доступ к такой продукции, синоптики оперативных прогностических организаций составляют локальные прогнозы погоды, т.е. определяют конкретные значения метеовеличин и развитие явлений погоды для заданного пункта или территории на каждый конкретный день или определенный период.

Входными данными для глобальных расчетов служат данные круглосуточных метеорологических наблюдений и данные о вертикальном строении тропосферы и стратосферы, причем данные наблюдений не только над территорией конкретной страны, но и других стран. Процесс сбора данных и обмен ими происходит с использованием современных средств телекоммуникации, а наблюдения проводятся по единым стандартам в единые сроки. Координатором этих процессов выступает «Всемирная метеорологическая организация» (ВМО) с помощью программы «Всемирная служба погоды». Эта программа была принята в 1963 г. по поручению Генеральной Ассамблеи ООН и связана с мирным использованием космического пространства. Для обеспечения программы используются: 1) глобальная система наблюдений (ГСН), состоящая из наземной и космической подсистем (Рис. 1); (2) глобальная система обработки данных, и (3) глобальная система телесвязи [2].

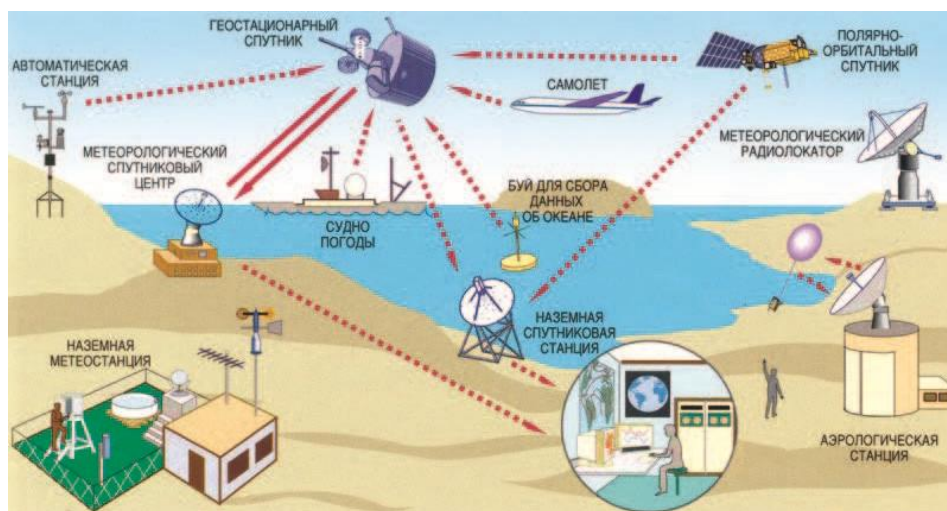


Рисунок 1 - Глобальная система наблюдений ВМО

МСЗ и их использование для прогноза погоды

Наземные наблюдения дают подробные сведения лишь об 1/5 земной поверхности. Оставшаяся территория – а это поверхность океанов, особенно на севере и юге планеты, горы, внутренние моря, пустыни и т.д. – остается слабо изученными. Наблюдения за облачностью с Земли охватывают лишь 10–20% всего покрова и позволяют зондировать атмосферу до высот 20–25 км.

Метеорологические спутники показывают общее распределение отдельных метеопараметров всего Земного шара. Ширина обзора спутника до 1000 км. Снимки со спутников позволяют узнать форму и распределение облачности, снежного покрова и ледяных полей в океанах, температуру верхней границы облаков и открытых участков Земли и океанов, зоны выпадения осадков, их интенсивность, распределение очагов грозовой активности. Кроме того, спутники позволяют проследить развитие и оценить влияние Эль-Ниньо, засух, циклов вегетации, озоновых дыр, явлений на солнце, лесных пожаров и

вырубку лесов, вулканическую активность, движения тектонических плит и т.д., что важно для долгосрочных прогнозов погоды и изменений климата.

В настоящее время на геостационарной орбите работают спутники, принадлежащие КНР (FY-2D, FY-2E), Европейской организации спутниковой метеорологии EUMETSAT (Meteosat-9, Meteosat-7), Индии (Kalpana, INSAT-2), Республике Корея (COMS-1) и США (COES-11, GOES-12, GOES-13); на полярной орбите работают спутники КНР (FY-3A, FY-3B), EUMETSAT (METOP-A) и США (NOAA-18, NOAA-19). Российские спутники МЕТЕОР-M1 (полярно-орбитальный) и Электро-Л №1 (геостационарный) находятся на стадии полетных испытаний [3].

Метеорологический спутник Земли (МСЗ) состоит из четырех основных систем: электропитания, ориентации спутника, управления спутником и бортового информационно-измерительного комплекса БИИК. Энергетический блок – это, чаще всего, солнечные батареи с аккумулятором. Система ориентации состоит из нескольких датчиков: датчик угловой скорости, датчик направления полета, датчик направления на Землю и датчик магнитного поля. В настоящее время все спутники снабжаются системой активной ориентации (получение информации и корректировка положения спутника) с помощью блока управления ориентацией; для корректировки положения спутника в пространстве используются двигательные установки. Блок управления снабжен антенной для приема и передачи сигналов на Землю; управление спутником, как правило, осуществляется из ЦУПа и включает в себе корректировку орбиты спутника, корректировку его положения в пространстве и скорости полета. БИИК представляет основной интерес для метеоизмерений. Основная информация, передаваемая МСЗ – изображения земной поверхности. Для этого они оснащены телевизионными датчиками, инфракрасными радиометрами, актинометрическими датчиками, и др. датчики для выполнения различных измерений. Кроме датчиков, БИИК включает запоминающим устройством (ЗУ), которое записывает всю информацию, поступающую с датчиков, которая затем передается на Землю; коммутирующее устройство, которое подключает датчики к ЗУ поочередно. Предусмотрена возможность непосредственной передачи на Землю сигналов с датчиков, без записи в ЗУ. Перед передачей на Землю или записью в ЗУ блок преобразования преобразуют сигналы с датчиков к виду, удобному для записи [4].

Заключение

Прогноз погоды и предсказание опасных природных явлений – важная задача для народного хозяйства любой страны. От точности и оперативности прогнозов погоды зависит работа современных средств связи и транспорта, планирование сельскохозяйственных мероприятий, работы энергетиков, а главное – здоровье и безопасность людей. В современном процессе прогнозирования погоды и климата роль космической аппаратуры, а именно МСЗ, невероятно велика. МСЗ позволяют получать уникальные данные, которые невозможно получить с Земли; получать данные с территорий, недоступных другим средствам метеорологических измерений; обеспечивают передачу данных с наземных метеорологических станций.

Среди ближайших задач развития спутниковой метеорологии можно выделить следующие:

- совершенствование системы ориентации спутников и блока управления ориентацией для увеличения точности съемки;
- совершенствование других систем МСЗ для увеличения надежности и сроков работы спутников;
- непрерывность и увеличение покрытия территории Земли спутниковыми данными;
- улучшение точности настройки измерительной аппаратуры и характеристик приборов;
- развитие программных средств обработки спутниковых данных.
- для России – создание и надежная работа собственных метеорологических спутников.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.diclib.com>, режим доступа – свободный.
2. А. А. Васильев, Р. М. Вильфанд. Прогноз погоды (М.: Росгидромет, 2007), 62 с.
3. XVI World Meteorological Congress, Geneva, 16 May–3 June 2011 (WMO, 2011).
4. [Электронный ресурс] – URL: <http://vunivere.ru/work22056>, режим доступа – свободный.

Один из возможных способов возврата отработанных наноспутников на Землю

Турсанов А.С., Бигазина Д.А.

Научный руководитель: Аубакирова А.А., учитель физики

Назарбаев Интеллектуальная школа Физико-математического направления г. Семей
071400, Казахстан, г. Семей, ул. Кабылбаева 32

E-mail: bigazina_dana@mail.ru

21 век – это совершенно новый этап развития космического приборостроения. Особенностью данного этапа являются миниатюрные космические аппараты [1]. И если раньше малыми космическими аппаратами считали спутники, вес которых не превышал одной тонны, то сейчас речь идет о спутниках весом не более десяти килограмм. К таковым относятся наноспутники.

Наноспутники (рис. 1) – это искусственные малые спутники, имеющие массу в пределах от 1 кг до 10 кг. Они запускаются на орбиту при помощи более простых ракет (например, РН на базе МБР) или будучи дополнительной нагрузкой к обычным спутникам [2].

Их применение достаточно широко. Наноспутники используют для дистанционного зондирования Земли, экологического мониторинга, прогноза землетрясений, исследования ионосферы, отработки новейших технологий, исследования геофизических полей, астрономических наблюдений [3].

В дальнейшем, использование наноспутников расширится. Их планируют использовать в новых космических системах телекоммуникации, навигации, оперативного мониторинга природных явлений и чрезвычайных ситуаций.

В более далекой перспективе после 2020 года будет реализован проект «Рой», предусматривающий развертывание нескольких малых спутников для инновационных дистанционных исследований структуры быстрых вариаций магнитного поля в солнечном ветре и внешней магнитосфере одновременно на нескольких масштабах [4].

Новое направление применения наноспутников – использование их в качестве базовой платформы для проведения экспериментов в области нанотехнологий, испытаний нанокомпонентов и материалов.

Преимуществом наноспутников являются высокая технологичность, малые сроки изготовления, низкая стоимость, простота выведения на орбиту и отсутствие большого количества сложных деталей. Однако миниатюрность спутников не позволяет устанавливать на них крупные приборы, а малый срок существования не дает спутникам пробыть в космосе длительное время [5].

Именно последний недостаток стал объектом нашего исследования. У нас возникла идея - возвращать наноспутники на Землю. И, конечно же, люди могут задаться вопросом: «А почему их необходимо возвращать на Землю?». Для этого у нас нашлось несколько причин.

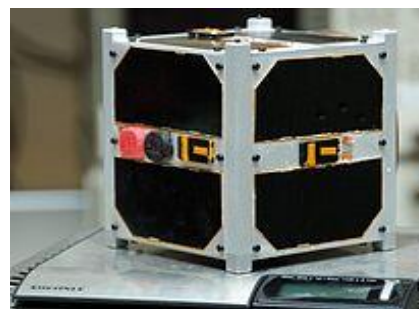


Рисунок 1- Наноспутник

Во-первых, возможный выход наноспутников из строя (помехи). Мы знаем, что в космосе находится множество спутников и прочих космических аппаратов, которые могут создать помехи и вызвать сбой в программе наноспутников. Вследствии, сигналы и изображения, полученные наноспутником, не будут отправлены на Землю. То есть, вся полезная информация будет утеряна.

Во-вторых, экономия нанометалла. По словам В.И.Петрика: «По свойствам наноникель полностью замещает металлическую платину, как катализатор. Он не подвергается коррозии», - мы можем судить, что нанометалл, сделанный из никеля и используемый при изготовлении наноспутника, не ржавеет. Следовательно, мы можем использовать наноспутник повторно, сэкономив нанометалл.

Наша идея заключается в создании нового прибора – нанокрюка. Он будет сконструирован подобно орбитальному крюку (рис.2).

Для решения данной проблемы, на подобии орбитального крюка, мы хотим создать нанокрюк. Он будет отличаться от него по форме. Нанокрюк будет прикреплен к шаттлу. Место прикрепления



Рисунок 2 - Возможный способ возврата наноспутника

нанокрюка будет в форме шара, чтобы крюк мог свободно совершать вращательные движения. После, нанокрюк, при помощи электромагнитных свойств, будет притягивать наноспутник. Нанометаллы состоят из ферромагнетиков, это вещества, которые хорошо намагничиваются.

Затем нанокрюк, на конце которого примагничен наноспутник, будет обратно погружен в шаттл и транспортирован на Землю.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс] - URL: https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Малые_спутники, режим доступа – свободный.
2. [Электронный ресурс] –URL: <http://www.nkj.ru/news/11084/>, режим доступа – свободный.
3. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.nkj.ru/news/16449/>, режим доступа – свободный.
4. [Электронный ресурс] - URL: <http://www.segodnya.ua/science/pervyy-ukrainskiy-nanosputnik-vyveden-na-orbitu-531845.html>, режим доступа – свободный.
5. [Электронный ресурс]- URL: <http://www.enu.kz/repository/repository2012/pdf/31.pdf>, режим доступа – свободный.

Экспериментальное исследование взрывного нагружения заснеженного ледяного покрова зарядом эмульсионного ВВ

Урмачев И.Р., Клименко Г.А., Фильченко М.А.

Научный руководитель: Орлов М.Ю., к.ф.-м.н., ст.н.с.

Национальный Исследовательский Томский государственный университет

634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, корп. 10

E-mail: orloff_m@mail.ru

Актуальность исследований

В настоящее время изучением свойств льда при динамическом нагружении занимаются различные группы ученых-исследователей в РФ и за рубежом. Наша страна входит в пятерку «ледовых» стран, поэтому постоянно существует необходимость в развитии северных территорий (создание ледовых переправ и т.д.), увеличение добычи природных ископаемых в районах вечной мерзлоты (разработка скважин на Крайнем Севере), а также отработка ракетно-артиллерийского вооружения в ледяных пустынях Арктики и Антарктики. Ярким примером служит 15 по счету пуск баллистической межконтинентальной ракеты «Булава» с подводного крейсера тактического назначения «Юрий Долгорукий», который вначале был отложен по причине сложной ледовой ситуации в Белом море осенью 2010 года. Известно, что некоторые небесные тела могут полностью состоять из льда, а вероятность их столкновения с космическими аппаратами с каждым годом увеличивается. Тема столкновения астероида с Землей была даже экранизирована в Голливуде. Актуальной остается проблема весенних заторов на реках, длина которых может достигать 150 и более километров.

Мобильная лаборатория «Исследование поведения природных материалов при динамическом нагружении»

На базе лаборатории 21 НИИ прикладной математики и механики Томского госуниверситета организована мобильная лаборатория «Взрывное разрушение природных материалов». Основная цель заключается в экспресс-анализе поведения природных материалов при взрывном нагружении. При проведении натурных экспериментов объектами исследования выступали заснеженный и бесснежный ледяные покровы, а также природный известняк. Постоянными партнерами являются МЧС России по Томской области и ООО «КузбассСпецВзрыв». Цель работы заключается в изучении структуры речного однолетнего льда в д. Батурино весной 2015 года. Представлены результаты 7 экспедиции.

Эксперимент по исследованию состояния заснеженного льда

Эксперимент проведен в районе деревни Батурино в протоке Светлый. Температура -5 градусов. Расстояние от берега 300 м. Глубина 7 м, температура воды 4 °С. Визуально установлено, что ледяной покров был ровный, однако на реке имелись торосы. Площадка для эксперимента имеет размеры (10×10) м. Разводьев, проталин и стационарной полыньи на экспериментальном участке не обнаружено. Доставка исследователей до места проведения эксперимента осуществлена средствами спасательно-поисковой службы. Установлено, что лед имел сэндвич структуру – 50-70 см снег, 20 см вода вместе со льдом и 50 см – монолитный лед. Нижний слой неплохо изучен.



а)



б)



в)

Рисунок 1 – Результаты натурного эксперимента

На рисунке 1 показаны результаты натурного эксперимента около д. Батурино. Рисунок 1а иллюстрирует лунку для закладки ВВ. На рисунке 1б показаны два заряда Эмуласта, каждой массой по 4 кг. После одновременно подрыва более 1500 кг ВВ во льду образовались майны различного диаметра. На рисунке 1в показана первая из 50 майн, диаметр которой составил около 3,5 метров.

Список литературы:

1. Glazyrin V.P., Kruszka L., Orlov M.Yu., Orlov Yu. N. Numerical Simulation of Integration Processes of Projectiles with Concrete and Ice // Abstracts of Workshop 2012: Dynamic Behavior of Materials and Safety of Structures, 2-4 May. 2012, Poznan, Poland. P. 12-15.

Создание 3D модели спутника

Чуржакова Д.В., Мосунова Т.Н., Еремеева М.Э., Марков В.Н., Подгорный И.В.,
Сиротин Г.Я.

Научные руководители: Смолянский В.А., Битуева М.И., магистранты кафедры ТПС
Томский физико-технический лицей, 634049, Россия, г. Томск, ул. Мичурина, 8
E-mail: tftl@inbox.ru

Целью выполнения проекта является изучение состава и создание 3D модели малого космического аппарата – спутника формата CubeSat. В качестве инструмента создания 3D моделей была использована современная CAD система T-Flex CAD 3D.

При выполнении проекта были рассмотрены все входящие в спутник элементы, изучено их назначение и конструкция, определены размеры. Были выполнены 3D модели элементов конструкции и 3D сборка. При выполнении (создании) 3D модели были использованы основные операции 3D моделирования: выталкивание и вращение. При создании 3D сборки была использована операция «3D фрагмент».

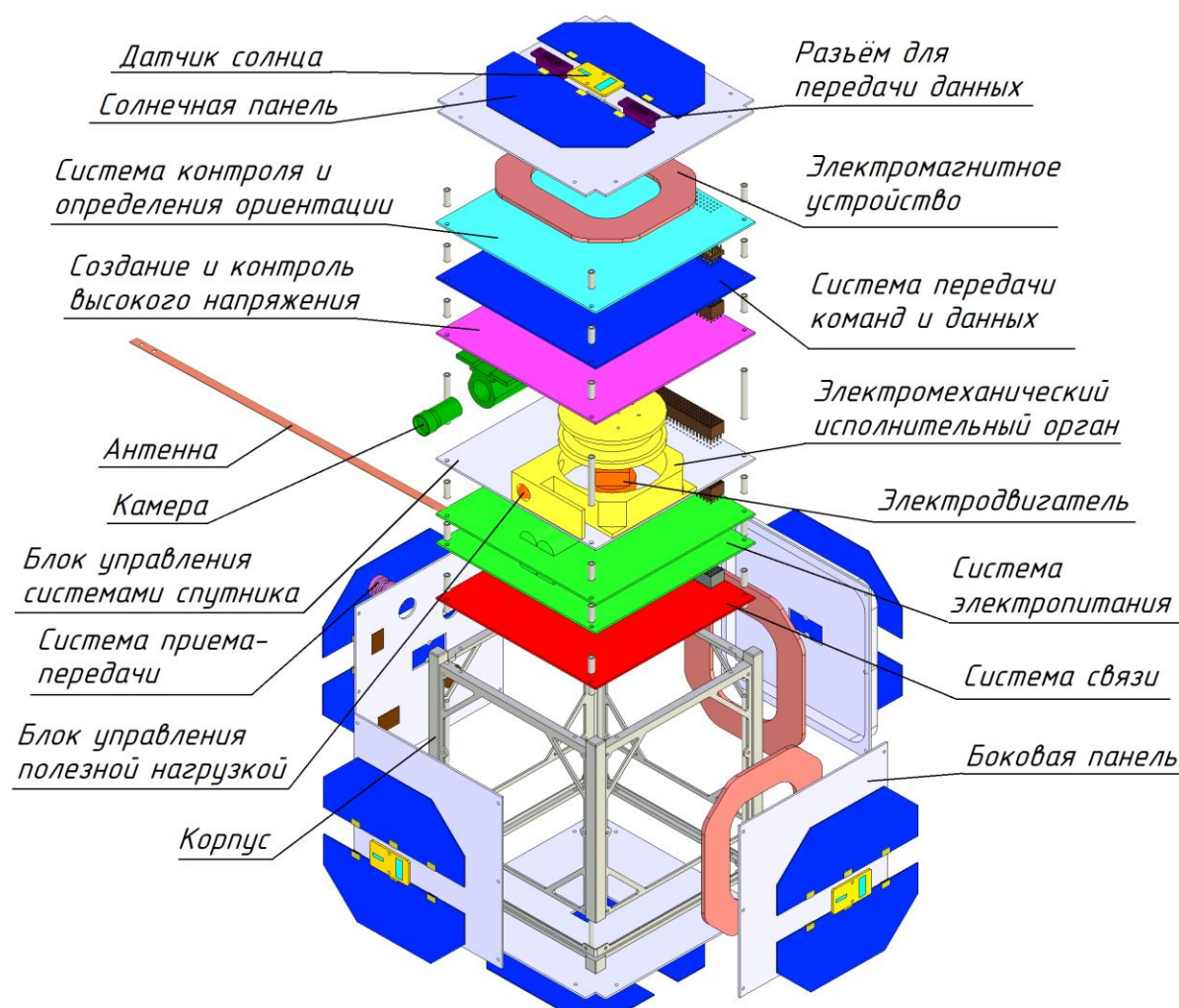


Рисунок 1 – 3D модель спутника

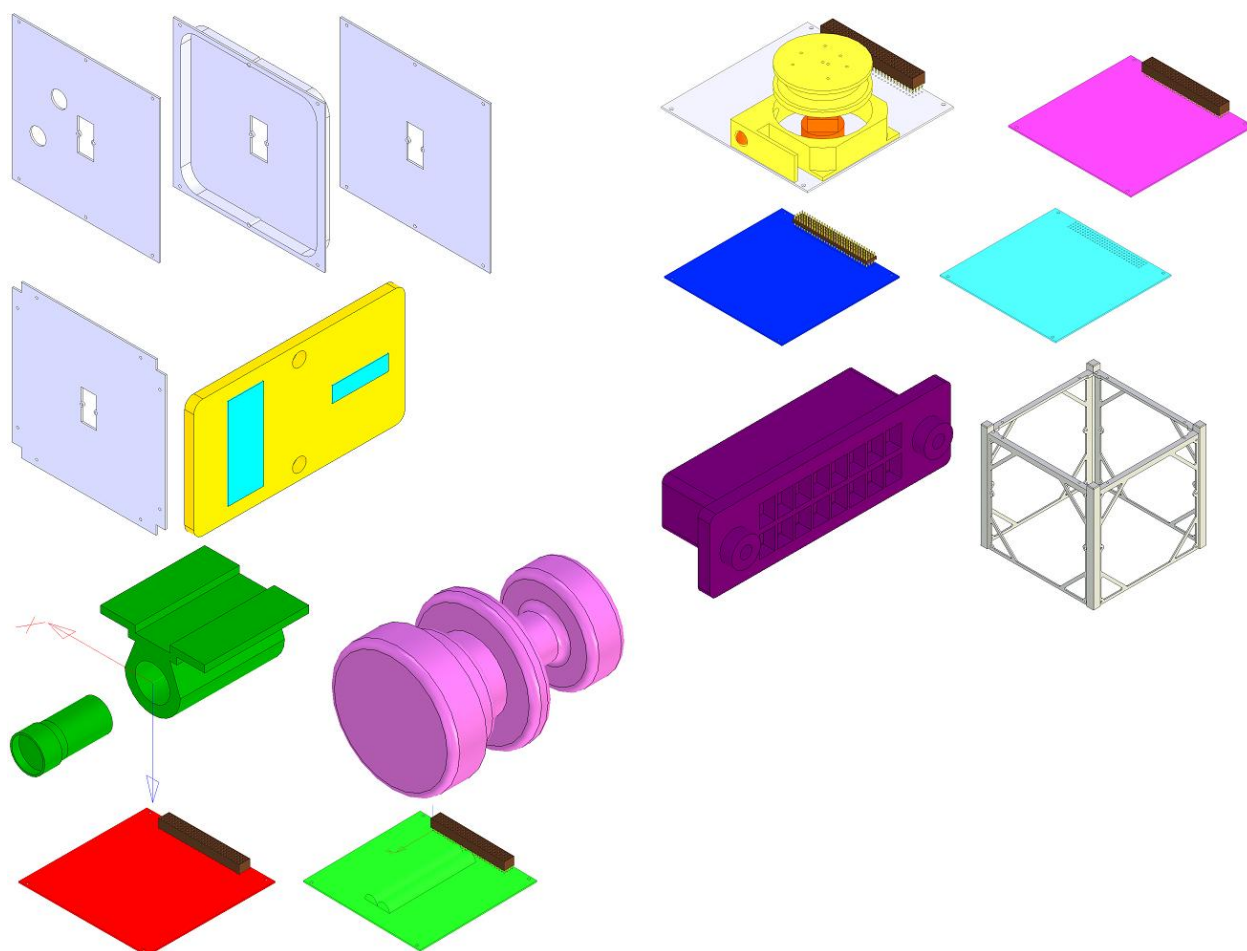


Рисунок 2 – 3D модели элементы спутника

В состав спутника входят:

- корпус CubeSat 1U каркасного типа и размерами 100x100x113,5 мм. Корпус соединяет элементы между собой и защищает их от наружного воздействия космической среды;
- 4 боковые панели, которые образуют корпус спутника;
- система приема-передачи – это совокупность программных и аппаратных средств, позволяющих передавать информацию между космическим аппаратом (КА) и центром управления полётом этого космического аппарата;
- система электропитания. В неё входят устройства управления работой энергоустановки, а также контроля её параметров. Типичными задачами являются: поддержание в заданных диапазонах параметров системы: напряжения, температуры, давления, переключения режимов работы, например, переход на резервный источник питания; распознавание отказов, аварийная защита источников питания в частности по току; выдача информации о состоянии системы для телеметрии и на пульт космонавтов. В некоторых случаях возможен переход с автоматического на ручное управление либо с пульта космонавтов, либо по командам из наземного центра управления;
- блок управления полезной нагрузкой. Полезная нагрузка космического аппарата или полезный груз космического аппарата — это количество, тип или масса полезного оборудования, ради которого создается или запускается данный космический аппарат;
- блок управления системами спутника. Комплекс управления обеспечивает управление системами спутника и контролирует правильность их функционирования;
- электродвигатель – преобразует электрическую энергию в механическую, побочным эффектом при этом является выделение тепла;

- электромеханический исполнительный орган – служит для преобразования электрического тока в механическое движение с целью воздействия на объект автоматического управления или регулирования;
 - камера – позволяет делать снимки или трансляцию в режиме реального времени;
 - антенна – устройство, предназначенное для излучения или приёма радиоволн;
 - система контроля и определения ориентации обеспечивает успокоение спутника после отделения от ракеты-носителя, начальную ориентацию солнечных батарей на Солнце и продольной оси спутника на Землю, затем ориентацию продольной оси спутника на центр Земли и нацеливание солнечных батарей на Солнце, а также стабилизацию спутника в процессе коррекции орбиты;
 - электромагнитное устройство – предназначено для замыкания и размыкания различных участков электрических цепей при заданных изменениях электрических или неэлектрических входных воздействий;
 - солнечная панель предназначена для преобразования электромагнитной энергии солнечного излучения в электрическую;
 - датчик солнца – это оптический сенсор, определяющий направление на центр солнечного диска. Сигналы с датчика используются затем бортовой системой управления либо для разворота спутника в процессе обеспечения его требуемой угловой ориентации на Солнце (например, для ориентации жестко закрепленных на корпусе спутника солнечных батарей или антенны радиопередатчика), либо для последующего расчета места положения спутника в пространстве.
- В результате выполнения проекта была создана 3D модель спутника, состоящего из 18 элементов. Рассмотрено назначение всех элементов спутника.

Космический отель

Шаврак Д.Е., Скориков И.И., Тараканец Е.А.

Научный руководитель: Антропанская Л.Н., педагог-психолог
МБОУ СОШ «Эврика-развитие», г. Томск, пер. Юрточный, 8, стр. 1
E-mail: antropan@mail.ru, dmitrii_shavrak3@mail.ru

Сейчас уже проходят полеты в космос за деньги. И мы считаем, что в ближайшем будущем уже понадобятся «космические отели» не только для полета в космос, но и для отдыха в космосе. Мы предлагаем вашему вниманию космическую станцию-отель. Номера там будут размером 16-20 кв. метров. В номерах будет телевизор, шкаф, большое окно с видом на космос, так же будет система подогрева пола и отопительная система. Вся система будет иметь управление с телефона пользователя с помощью программы, которая будет устанавливаться после оплаты и на срок оплаты номера.

СЕКЦИЯ №6

SPACE INSTRUMENT MAKING

Microarc Oxidation

Ananyeva E.S.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: elena_girl_16@mail.ru

Microarc oxidation (MAO) is one of the most perspective aspects of superficial treatment modifications gaining wide recognition in majority of industries for forming of multipurpose ceramic-like coatings.

It is actual to production of serial high-technology equipment for implementation of microarc oxidation technics in the hypersonic field, allowing constructing new generation composites on a surface of valve metals and their alloys (titanium, aluminum, zirconium etc.) of various functionality with heightened physical-mechanical and service properties [1].

Air traffic strongly contributes to the increase in the global warming by emitting huge quantities of carbon dioxide (CO₂) and other greenhouse gases in the atmosphere [2].

Aluminium or magnesium based alloys could efficiently replace iron base material for many parts of the aircraft structure or engine. However, these light alloys suffer from poor mechanical properties and are particularly sensitive to corrosion. Therefore such materials need specific surface treatments to improve their resistance and overcome their weaknesses [2].

As reminded in the CfP, in the aeronautic domain, 95% of Al-alloy made parts undergoes surface treatments. For aeronautic needs, anodising process is widely used to grow thin ceramic layers onto Al- and Mg surfaces thus improving wear resistance and corrosion protection of the as treated parts. In order to comply with industrial requirements for what concerns light alloys surface treatment, micro-arc oxidation (MAO) also known as plasma electrolytic oxidation (PEO) is a promising alternative to anodising. Indeed, this environmental friendly innovative technique allows ceramic layers to be grown getting the pieces high level mechanical properties and good corrosion protection in a single step processing [2].

The micro-arc oxidation (MAO) process has been examined on dense metals in a wide range of structures, but its application to metallic foams has not been systematically investigated. PEO is a plasma-assisted electrochemical surface treatment that is used to convert surfaces of light metals, e.g. Al, Mg and Ti, into hard and well-adhered oxide layers. The crucial problem in using these components are aluminium component's poor surface hardness and wear resistance which limits its use in applications and reducing the lifetime of the substance [2].

Microarc oxidation (MAO) is such a method when a high-density current flows through the metal-electrolyte interface and there appear conditions, when microplasma discharges with high local temperatures and pressures appear on metal surface. As a result, a coating layer, consisting of oxidized forms of the elements of the base metal and electrolyte components, is formed. Depending on the mode of microarc oxidation and electrolyte composition it is possible to produce ceramic coatings with unique characteristics and a wide spectrum of application [3].

Coatings, made by microarc oxidation, are porous ceramic coatings of complex composition, produced as a result of oxidation of metal surface and invasion of electrolyte elements in the coating. Nanostructural non-metal coatings have a wide range of industrially important features: wear-resistance, corrosion-resistance, heat-resistance, low dielectric capacity, certain light-reflecting and light-absorbing features [3].

Dielectric features of coating depend on its thickness and application of infiltration of pores with different materials. Average voltage when coating is punctured is 600V. With filled pores – up to 2500V [3].

If necessary, coatings can have different light-reflecting and light-absorbing features. Reflecting capacity of MAO coatings reaches 80%. There are working methods of putting some basic colors: white, black, brown, grey, green and their tones [3].

Advantages of MAO coatings

Coatings produced with microarc oxidation method are ultrahard and resistant to various exposures. These coatings have perfect adhesion with surface of treated metal due to an intermediate layer between metal and coating [3].

Depending on purpose and future operational conditions of parts this method can produce coatings with thickness from fractions to hundreds micrometers that have several features in complex [3].

It is also possible to treat complex parts due to high dissipating ability of electrolyte and to form different coatings on one material [3].

Micro-arc oxidation (MAO) of metals is a complicated process combining concurrent partial process of oxide film formation, dielectric breakdown, dissolution of pre-existing film and anodic gas evolution. The probability of domination for any of these partial processes in the overall process depends on the nature of the substrate metal, the constituents and concentration of the electrolyte, as well as on the applied current density. Thus, MAO is an energy-consumption process, always accompanied by plasma chemical, electrochemical and physics chemical reactions in the micro-arc discharge channels. Under those circumstances the subject of current efficiency becomes very important. The primary objective of this study is to evaluate the oxide film growth efficiency during MAO process. A series of experiments based on different operating conditions have been performed and the current efficiency has also been calculated. The possible reasons leading to the low current efficiency have also been evidenced as anodic oxygen gas evolution, metal anodic dissolution and chemical dissolution of pre-existing oxide films in the electrolyte. Among these reasons oxygen gas evolution associated with electronic current during sparking is considered to be the dominating one for the low current efficiency, and the factors contributing to formation of oxygen bubbles have also been categorized [4].

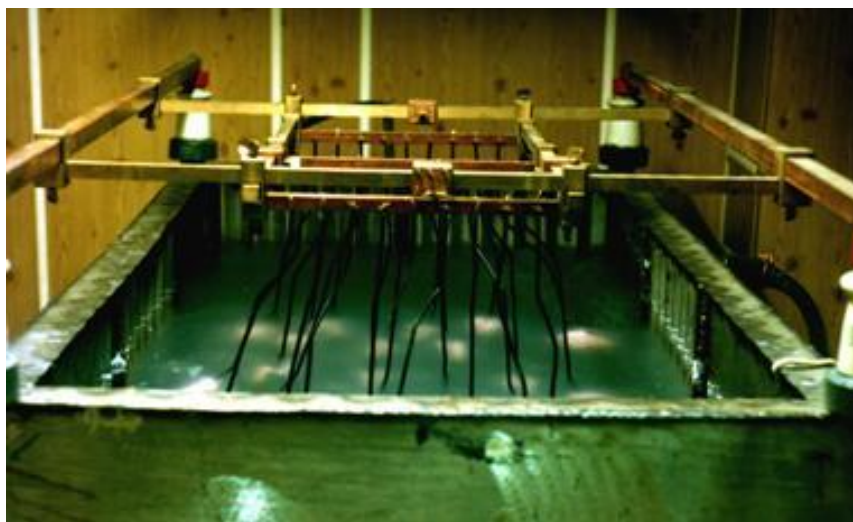


Figure 1 – Process microarc MAO

During the early stage of MAO treatments, microarc covers the anode, and then thin oxide films form at the anode surface. The localized liquid phase near pores in oxide films is rapidly solidified inside the electrolyte at $\sim 50^{\circ}\text{C}$, and thus the porous structure can be maintained. The microarc always occurs at the structurally weak regions, such as cracks and pores, so partial melting phenomenon occurs at the pore regions. As MAO treatment time period increases, the pore structure could be destroyed due to the repeated microarcing [5].

Conclusions



Figure 2 – The piston of the EM-100 engine with the MDO-layer

As a conclusion, the MAO process with its advantage is one of the most common coating methods for the light weight materials. Its corrosion resistance, thermal endurance, high hardness value makes this method more important for aerospace and automotive industries. If the investigations on this method come with solution for the expense of the process, it will be the best method for coating light materials [6].

References:

1. S. Abbasi, F. Golestani-Fard, M.M. Mirhosseini, A. Ziaee, M. Mehrjoo. Effect of electrolyte concentration on microstructure and properties of micro arc oxidized hydroxyapatite/titania nanostructured composite [Электронный ресурс] – Iran – URL: http://www.academia.edu/7384765/Effect_of_electrolyte_concentration_on_microstructure_and_properties_of_micro_arc_oxidized_hydroxyapatite_titania_nanostructured_composite, режим доступа – свободный.
2. Corrosion PROtective Coating on Light Alloys by Micro-arc oxidation [Электронный ресурс] – URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/155813_en.html, режим доступа – свободный.
3. About MAO metod [Электронный ресурс] – URL: <http://manel.ru/en/method>, режим доступа – свободный.
4. Hongfel Guo, Maozhong An, Shen Xu, Huibin Huo. Formation of oxygen bubbles and its influence on current efficiency in micro-arc oxidation process of AZ91D magnesium alloy. [Электронный ресурс] – Chine – URL: <http://cat.inist.fr/?aModele=afficheN&cpsidt=16939967>, режим доступа – свободный.
5. Young-Keun Shina, Won-Seok Chaeb, Yong-Won Songc, Yun-Mo Sungd. Formation of titania photocatalyst films by microarc oxidation of Ti and Ti–6Al–4V alloys [Электронный ресурс] – URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S138824810600018X>, режим доступа – свободный.
6. Cenk Mısırlı, Mûmin Şahin and Ufuk Sözer. Effect of Micro Arc Oxidation Coatings on the Properties of Aluminium Alloy [Электронный ресурс] – Turkey – URL: <http://www.intechopen.com/books/aluminium-alloys-new-trends-in-fabrication-and-applications/effect-of-micro-arc-oxidation-coatings-on-the-properties-of-aluminium-alloys>, режим доступа – свободный.

Ring Laser Gyroscope and Their Uses

Apotin V.S.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: my.letter.vault@gmail.com

Introduction

Historically, rate sensing requirements have been satisfied by conventional spinning mass gyroscopes whose operation depends on the angular momentum generated by a rotating wheel or ball.

In the 1980s, laser gyroscopes began to take over the work of their mechanical, and later, electronic, forebears, without the slightest resemblance in principle or operation to the earlier devices. The idea behind the ring laser gyroscope actually dates back to 1913, when a French physicist, Georges Sagnac, experimented with rays of light moving in opposite directions around a circular cavity on a turntable. Sagnac showed that when he rotated the turntable, the light traveling with the rotation arrived at a target slightly after the light traveling against the rotation. He believed he had proven the existence of ether in space. In fact, he was demonstrating a property of light that came to be understood much better with the invention of the laser in the 1950s.

A laser (light amplification by stimulated emission of radiation) operates by exciting atoms in a plasma to release electromagnetic energy, or photons, in a cavity. Each end of the cavity reflects the energy back and forth, and it forms a standing wave pattern. The wave frequency—its pattern of peaks and troughs—is determined in part by the length of the cavity.

In a ring laser gyroscope, the two counter-rotating beams are channeled to a photo detector. If the vehicle is not rotating, the beams remain in phase. If rotation is occurring, one beam continuously changes phase with respect to the other. A diode translates that moving interference pattern into digital pulses, each pulse representing an angle of rotation (typically 0.0005 degree per pulse, according to Koper). The rate at which the pulses are produced is also a measure of the rate of rotation [1].

Sagnac effect

A schematic diagram of the Sagnac interferometer is represented in figure 1. Two oppositely directed beams, (clockwise CW, and counterclockwise CCW) arising from the same source, propagate inside the interferometer along the same closed path.

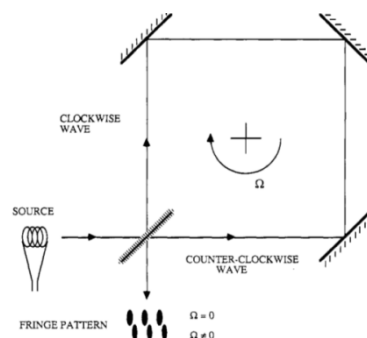


Figure 1 - Classic Sagnac interferometer. The CW and CCW waves interfere to produce the fringe pattern with shifts for $\Omega = 0$

At the output of the "ring" interferometer, the CW and CCW waves interfere to produce a fringe pattern which shifts if a rotation rate is applied along an axis perpendicular to the plane of the beam path. The two CW and CCW experience a relative phase difference proportional to the rotation rate, Ω . This effect is based on the fact, which, with respect to inertial space, the two counter-propagating light waves take different times to complete a trip around a rotating closed

path. A general approach valid for an arbitrary interferometer shape [2] leads to a time difference Δt proportional to Ω :

$$\Delta t = \frac{4A \Omega}{c^2}$$

Where A is the area enclosed by the light path, and c the velocity of light.
The optical path difference ΔL between the two waves is:

$$\Delta L = c\Delta t = \frac{4A \Omega}{c}$$

It appears from this equation that a Sagnac interferometer is not a very sensitive device:

$$\text{for } A = 1 \text{ m}^2 \text{ and } \Omega = \frac{10^\circ}{h} : \Delta L \cong 7.10^{-13} \text{ m}$$

In 1925, during a famous experiment, Michelson and Gale [3] measured the earth rotation rate ($10^\circ/h$), with a rectangular path of 2.10^5 m^2 . For a visible light source the measured path difference was roughly a quarter of a fringe.

Basic Theory of Ring Laser Gyros

Ring Laser Gyroscopes (RLG) combines the functions of optical frequency generation and rotation sensing into a laser oscillator within a ring shaped cavity. Typically, as in Figure 2, ring laser gyros consist of a solid block, either square or triangular, of glass ceramic material into which a lasing medium is introduced. The electrodes provide gain for the lasing medium, generally a helium/neon mixture due to its short coherent length and index of refraction of nearly 1.0, which generates two independent beams direction in opposite directions around the cavity. In order for the optical path to support lasing, there must be an integral number of wavelengths around the path and oscillation will occur at that frequency, f which meets this requirement. The cavity size is adjusted to support oscillation at frequencies optimal to the lasing media [4, 5].

This differential in frequency between the two traveling waves, the beat frequency Δf , is described in the following relationship:

$$\Delta f = \frac{4A\Omega}{\lambda_s P}$$

Where A is the area and p the perimeter of the ring cavity, λ_s is the wavelength of the light in the lasing medium and Ω is the angular rate of rotation.

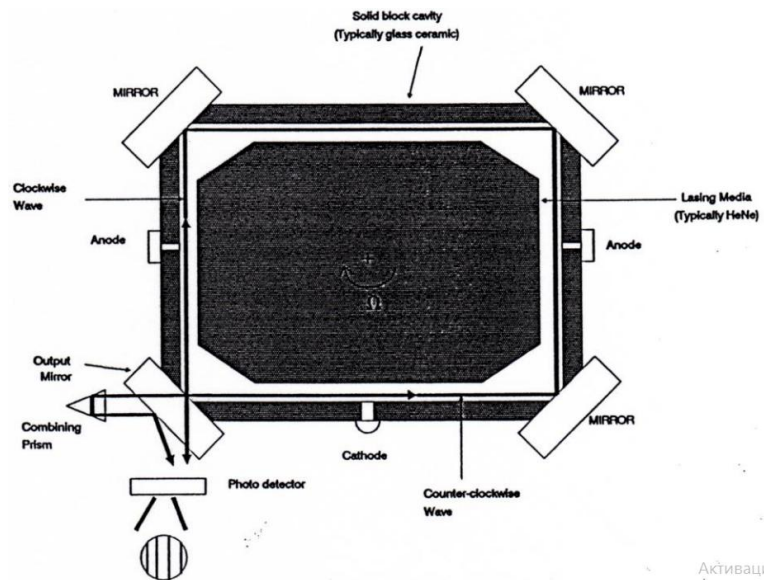


Figure 2 - Typical ring laser gyro [4]

Here, the ratio $4A/\lambda_s P$ is known as the scale factor, K , of the gyro and Δf is directly proportional to the rate of rotation Ω .

The output of the ring laser gyroscope is typically developed by the use of a combining prism which produces two nearly collinear beams interfering to create fringe patterns sensed by the photo detectors [6]. The number of beats during a time interval is directly proportional to the rotation rate and the direction of fringe movement is indicative of rotational direction. In practice, the ring laser gyro is often operated in an integrating mode where each cycle of the beat frequency is counted as one unit of angular displacement.

Limitations of Ring Laser Gyros

The ring laser gyroscope today is well established in the medium and high performance markets. It offers many advantages over mechanical gyros; digital output linear with angular rotation, high sensitivity and stability, quick reaction times, insensitivity to acceleration and immunity to most environmental effects [7]. In spite of these advantages, the RLG remains a specialized instrument that utility varies with the application and several factors limit its selection over modern mechanical system. The exacting cavity geometries and precision mirrors are required for RLG construction and the necessity of assembly under stringent clean room conditions drive its cost beyond economic application to low performance system. The size and weight of the RLG are other limiting factors to their use. The solid glass optical block and mechanical dither assembly found in most RLGs unavoidably add to their weight [8]. Attempts to miniaturize the RLG have met with a corresponding decrease in their reliability. While large ring laser gyroscopes have demonstrated over 10,000 hours of operation, smaller units (a few cm diameters) are limited to a few hundred hours of use. Additionally slow leakage of the gas media, insignificant in large systems, may lead to shelf life problems in smaller RLGs.

The power requirements of RLGs are high. To support the lasing action on which RLGs depend, power sources capable of delivering several hundred volts. Typical RLG power requirements are five to ten watts [9].

Conclusions

Figure 3 illustrates schematically the current trends on shortterm regarding the gyro technology, while Figure 4 is an overview of the use of gyro technologies on long term in new applications. Note that the integrated optical and MEMS technologies (IO) will dominate the entire spectrum of mid and low performance applications. Systems that use RLGs and mechanical gyros will be replaced by systems based on MEMS and IFOG (Interferometric Fiber Optic Gyro) technology. However, RLGs have an extremely high scale factor stability compared to IFOGs. Anyway, the replacement of MEMS technology is conditioned by improving performance, increasing safety and decreasing the price.

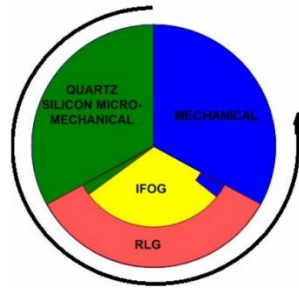


Figure 3 -The use of gyro-sensors technology - a general overview of technologies used in present and in the near future

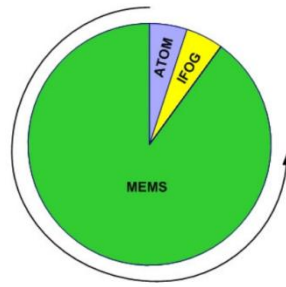


Figure 4 - The use of sensor technologies - a general overview of technologies used in the gyros field on long term

The RLG has excellent scale-factor stability and linearity, negligible sensitivity to acceleration, digital output, fast turn-on, excellent stability and repeatability across the range, and no moving parts. Present day RLG's is considered a matured technology and its development efforts are to reduce costs more than to increase its performance [11].

Summary, it is necessary to note that trends of gyro's development are focused on integration MEMS and RLG technology into one device in future.

References:

1. How Things Work: Ring Laser Gyros. [Electronic resource] - URL: <http://www.airspacemag.com/flight-today/how-things-work-ring-laser-gyros-32371541/?no-ist,free>.
2. Michelson (A. H.) & Gale (H. G.). - 1925, *Astrophys. J.*, Vol 61, 140.
3. Bergh (R. A.) et al. - 1981, *Opt. Lett.*, Vol 6, 198.
4. Schreiber, K. U., Velikoseltsev, A., Rothacher, M., Klugel, T., Stedman, G. E., and Wiltshire, D. L., Direct Measurement of Diurnal Polar Motion by Ring Laser Gyroscopes, In *Journal of Geophysical Research*, 109 (B6): 2004.
5. Schreiber, K. U., Klugel, T., and Stedman, G. E., Earth Tide and Tilt Detection by a Ring Laser Gyroscope, In *J. Geophys. Res.*, 108, 2003, p. 2132.

6. Kung, A., Budin, J., Thévenaz, L., and Robert, P. A., Rayleigh Fiber Optics Gyroscope, In: IEEE Photonics Technology Letters, vol. 9, num. 7, 1997, p. 973-5.
7. Tajmar, M., Plesescu, F., and Seifert, B., Anomalous Fiber Optic Gyroscope Signals Observed above Spinning Rings at Low Temperature, (Submitted on 13 Jun 2008 (v1), last revised 25 Jun 2008 (this version, v2)).
8. Aronowitz, F., Headed in the Right Direction, Photonics Spectra, September 1988, pp. 135-140.
9. Udd, E., Comparison of Ring Laser and Fiber Optic Gyro Technology, McDonnell Douglas Astronautics Company, 1985.
10. M. Faucheux, D. Fayoux, J. J. Roland, The Ring Laser Gyro, J. Optics (Paris), 1988, vol. 19, no 3, pp. 101-115.
11. I. R. Edu, R. Obreja, and T. L. Grigorie, Current technologies and trends in the development of gyros used in navigation applications – a review, CIT'11 Proceedings of the 5th WSEAS international conference on Communications and information technology, World Scientific and Engineering Academy and Society (WSEAS) Stevens Point, Wisconsin, USA 2011, pp. 63-68.

Application of Alternate Current for the Welding of Magnetized Details for Special Directs

S.V. Baklanov, A.S. Kiselev, A.S. Gordynets

Scientific advisor: Asst. Prof., Ph. D. A.S. Kiselev, Prof. Dr. O. Yu. Troitsky

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: Baklanov_90@mail.ru

Introduction. Manual metal arc (MMA) welding by direct current (DC) with basic coated electrodes is a common method to produce permanent joints for details repair [1-4]. To provide a spatial and physical stability of the arc discharge, it is necessary to create conditions for eliminating magnetic blow. This elimination is the most difficult to provide in the case of residual magnetization of workpieces, which is caused by application of magnetic methods of inspection. The solution of this problem, as a rule, is carried out with the help of preliminary demagnetization of the workpieces. This approach involves the use of special equipment, the operation of which is characterized by a long process of preparation for work and low labor productivity and requires a highly skilled service personnel.

To eliminate these disadvantages an innovative solution to the problem of arc welding of magnetized workpieces was proposed. The solution is in using a square wave alternate current (AC), which polarity is changed at the moment of critical deflection of the arc from the axis of the coated electrode (Patent RU2245231). Such an algorithm of the welding current polarity switching helps to avoid arc extinction, to stabilize its spatial position and to ensure welding when the value of magnetic induction in the welding zone is up to 0.1 Tesla. To implement the solution, the IST-201 semiconductor inverter was designed. This inverter is to be included into a load circuit of a welding rectifier or a generator with constant current characteristic.

Research purpose is to confirm the suitability of square wave AC in arc welding with coated electrodes of magnetized details. It is necessary to determine the influence of the current type and magnetic flux density in the welding area on the properties of welded joints.

Experimental procedure. Pipes made of 17GSU steel grade were used as samples, which mechanical properties were presented in Table 1. Tube diameter was 1067 mm, wall thickness – 14 mm. Edge preparation (C17) was done according to the requirements of GOST 16037-80. Welding was performed for a pipe in non-rotational position in three passes. Welding parameters are presented in Table 2. Initial value of the magnetic flux density in the gap between the edges to be welded was set by an external inductor. In the absence of a magnetic field in the welding zone (magnetic flux density is equal to 0 mT), positive DC (electrode is connected to positive pole) was

used, and if the initial value of the magnetic flux density was of 100 mT, then square wave AC was used.

Table 1 – Mechanical properties of 17GSU steel grade (GOST 10705-80)

Tensile strength, MPa	Yield strength, MPa	Elongation, %
490	343	20

Table 2 – Welding parameters

Welding conditions	Passes	Electrodes		Current value, A
		Name	Diameter, mm	
magnetized workpieces, square wave AC	Root	LB-52U	3.2	95...100
	Fill, Face	OK53.70	3	
demagnetized workpieces, DC electrode positive	Root	LB-52U	3.2	85...95
	Fill, Face	OK53.70	3	

Results and discussion. At first, the welded joints were inspected by visual and radiographical methods. This inspection did not reveal any defects.

Actual chemical composition of the base metal is presented in Table 3, and of the weld metal is given in Table 4. The results show a negligible influence of welding conditions on the content of alloying elements in the weld metal.

Table 3 – Chemical composition of the base metal (17GSU steel)

Chemical composition of the base metal, %									
C	Si	Mn	Cr	Ni	Co	Cu	Nb	Ti	V
0.13	0.42	1.46	0.12	0.08	0.01	0.15	0.05	0.01	0.06

Table 4 – Chemical composition of the weld metal

Welding conditions	Chemical composition of the weld metal, %							
	C	Si	Mn	Cr	Ni	Co	Cu	V
magnetized workpieces, square wave AC	0.12	0.3	1.07	0.02	0.01	—	0.07	0.01
demagnetized workpieces, DC electrode positive	0.12	0.3	1.20	0.04	0.02	0.01	0.04	0.02

To determine mechanical properties of the welded joints, the samples in accordance with the requirements of GOST 6996-66 were made.

The results of the static tensile tests (Table 5) showed that the failure of the samples occurred in the base metal regardless of the welding conditions. The results of tests on static bending strength (Table 6) showed that for bend angles up to 413 K the destruction of specimens was not observed.

Table 5 – The results of static tensile tests of welding joints

Welding conditions	Mechanical properties of welding joint			
	Tensile strength, MPa	Yield strength, MPa	Elongation, %	Contraction, %
magnetized workpieces, square wave AC	$\frac{633-657}{645}$	$\frac{520-534}{527}$	$\frac{12.2-16}{14.4}$	$\frac{61.6-65}{63,3}$
demagnetized workpieces, DC electrode positive	$\frac{628-676}{647}$	$\frac{517-565}{535}$	$\frac{17-17,5}{17.2}$	$\frac{61.7-70}{65}$

Table 6 – The results of tests on the static bending strength of welding joint

Welding conditions	Bend angle value; root layer displacement	
	on tensile	on compressive
magnetized workpieces, square wave AC	over 125°	over 125°
demagnetized workpieces, DC electrode positive	over 125°	over 125°

Analysis of the results of the welded joint impact strength tests (Table 7) showed that at the temperature of 293 K the value of the weld metal toughness did not substantially depend on the welding conditions. At a temperature of 233 K and other experimental conditions the value of weld metal toughness was 1.15...1.36 times greater, when square wave AC was used instead of DC. The positive influence of square wave AC application on the magnitude of impact toughness of the heat affected zone (HAZ) was revealed.

Table 7 – The impact toughness test results for zone of welding joint

Welding conditions	Stress raiser location	CVN ^{293 K} , MJ/m ²	CVN ^{233 K} , MJ/m ²
magnetized workpieces, square wave AC	Weld metal	$\frac{105-143}{122}$	$\frac{28-64}{34}$
	HAZ	$\frac{168-272}{204}$	$\frac{188-258}{227}$
	Base metal	$\frac{181-194}{191}$	$\frac{191-248}{216}$
demagnetized workpieces, DC electrode positive	Weld metal	$\frac{105-142}{117}$	$\frac{23-56}{25}$
	HAZ	$\frac{217-265}{220}$	$\frac{64-241}{196}$
	Base metal	$\frac{162-278}{228}$	$\frac{156-224}{207}$

In order to identify what caused increase in toughness of the weld metal and of the HAZ specimens obtained by magnetized workpiece welding with square wave AC, macro- and microstructure of the joint and distribution of microhardness were examined. The results of analysis show positive influence of square wave AC on the formed metal structure during welding of

magnetized workpieces (see Fig. 1). This influence led to smaller grain size and decreased overheat zone dimensions. Furthermore, the microhardness distribution over width and height of the weld joint is more uniform in this case.

Conclusion. The results of the experimental studies support the use of alternating current in a rectangular arc welding with coated electrodes magnetized details, because it provided high quality and strength characteristics of permanent connections, and significantly simplifies the process of repair of details with residual magnetism.

References:

1. Патон Б.Е. Современные направления исследований и разработок в области сварки и прочности конструкций // Автоматическая сварка. - 2003. Специальный выпуск: Октябрь – ноябрь. - С. 7 – 13.
2. Гордынец А.С. Управление процессом дуговой сварки при возмущающем воздействии магнитного поля: автореф. дис. ...канд. техн. наук: 05.02.10 / Гордынец Антон Сергеевич. – Томск, 2012. – 16 с.
3. Гордынец А. С., Киселев А. С., Дедюх Р. И., Советченко Б. Ф. Влияние возмущающего воздействия внешнего магнитного поля на процесс дуговой сварки покрытыми электродами // Сварка и диагностика. – 2011. – №4. – С. 37– 40.
4. Патон Б.Е., Сараев Ю.Н., Лебедев В.А. Совершенствование технологических процессов сварки и наплавки на основе методов управляемого высокоэнергетического воздействия на характеристики плавления и переноса электродного металла / Сборник трудов Международной научно-практической конференции с элементами научной школы для молодых ученых «Инновационные технологии и экономика в машиностроении». 20 - 21 мая 2010 г. Югра. – с. 15 - 22.

Material Processing in Space

Bekasova A.G.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

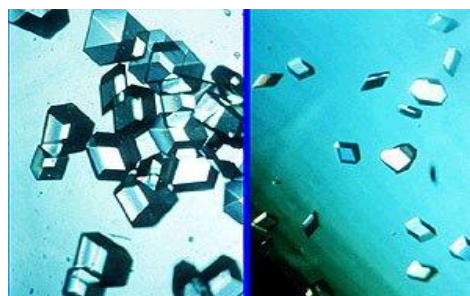
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin avenue, Tomsk, Russia, 634050

E-mail: anastasia.bekasova@mail.ru

Materials processing is the science, which researches how ordinary and comparatively inexpensive raw materials can be made into useful crystals, chemicals, metals, ceramics, and other manufactured products with the necessary properties. Materials processing makes it possible to produce chemical and biological compounds for use in medicine, different types of plastics, alloys, ceramics for use in a variety of the goals [1].

Materials processing on Earth allow us to rise our spacecrafts into the Earth orbit. There the extended benefits of working in especial conditions have opened new and unique opportunities for the science of materials processing. In the microgravity environment of an orbiting spacecraft, scientists can make procedures that are impossible on surface of the Earth.

Materials processing in space (MPS) has been studied both theoretically and experimentally for over ¼ of a century. The experiments with the material processing in space were first realize relatively recently. In the USSR, the first technological experiments were carried out in 1969 on board the manned spacecraft "Soyuz-6". Cosmonaut Kubasov V. N. was working out different ways of welding metals using equipment called



Picture 1 - Comparison of insulin crystal growth in outer space (left) and on Earth (right)

"Volcano" in condition of long weightlessness. Technological experiments were also made in 1975 during the flight of the orbital station "Salyut-4", and also during joint flight "Soyuz" and "Apollo".

Researches on space technology were also being conducted in the USA and other countries. Different technological experiments were carried out on the board of spacecrafts "Apollo-14, -16, -17," on the orbital station "Skylab" [2].

In the beginning, there were not enough information about "zero gravity," absence of convection, growth of perfect crystals, and eventual manufacturing in space. There was a lot of surprises, and not all experimental results have yet been satisfactorily explained. Gravity was found to influence processes that were thought to be gravity-independent [3]. But the space environment was not magic and the materials were not sufficiently better to warrant the costs. The value added did not exceed the additional cost. One consequence is that materials processing on Earth has been improved in the many fields. And it is difficult to imagine how the materials-processing industries could have developed without knowledge, which were received during the work materials processing in space. This knowledge has proven to be extremely useful in improvement and innovation of materials processing on Earth.

Beginning with the first technological experiments on metal welding performed in 1969 on the Soviet spacecraft "Soyuz-6" with equipment "Volcano", works into two directions:

- 1) development of methods of installation, assembly and repair of products in space
- 2) production of metals and alloys with improved properties.

Conditions in space are strong different from the conditions on Earth. The most important differences, which allow us to get a unique properties of materials:

- Zero gravity (microgravity);
- Deep vacuum;
- Extremely high and low temperatures [4].

Microgravity

In orbit, materials processing can be accomplished without the effects of gravity, which on Earth causes materials of different densities and temperatures to separate and deform under the influence of their own masses.

Zero gravity means no convection currents in molten material, which allows purer material separation processes, mixing of materials which would separate due to gravity on Earth, and perfect crystallization processes (e.g., for solar cells and microelectronics). Many alloys and crystals are easily producible in space, which are practically impossible to make on Earth.

Vacuum

The pure vacuum environment in space offers many advantages in manufacturing. Vacuum prevents air contaminants. More importantly, however, it allows industrial processes which are difficult or completely infeasible on Earth due to interference by air and the expense and difficulty of producing vacuum in an industrial facility at the bottom of Earth's ocean of air.

The space vacuum is much purer than what is feasibly producible on Earth at great cost, and it's abundant and free in space [5].

Temperature

Sun is one of the most powerful source of energy in space, which can be reached by people. It allows people use its energy for heating researched materials to extremely high temperature. Also due to deep vacuum, which doesn't have thermal conductivity, we can cool to very low temperature, what is more it can be done very fast, during very short period of time.

Some examples of potential applications derived from MPS research are as follows.

Crystal Growth

Melt growth is the most widely exploited technique to produce high-technology, single-crystal materials for semiconductor chips used in large-scale integrated circuits for communications

and computers. Chemical homogeneity, which will maximize electrical performance, is believed possible through microgravity processing. Commercially valuable crystals for sensitive infrared sensors, most difficult to grow on Earth, may be enhanced by melt growth in a microgravity environment.

Containerless Processing

Containerless processing eliminates problems of container contamination and wall effects, often the greatest source of impurities and imperfections while forming molten material. In microgravity, a material may be melted, manipulated, and shaped, free of contact with a container by using acoustic, electromagnetic, or electrostatic fields. Surface tension would hold the material together in mass, a force overpowered here on Earth by gravity.

Solidification

Control of the solidification of metals and alloys is the key element in the field of metallurgy. Gravitational effects, such as buoyancy-driven convection of the melt or sedimentation, can greatly influence the structure of metals and alloys. Directional solidification in microgravity allows complicated shapes, such as turbine blades, to be melted and directionally solidified to increase axial strength while using a thin oxide skin to maintain the shape. Additional interest is based on the potential of approaching the theoretical maximum magnetic strength of materials that are 10 times higher than currently realized on Earth. Solidification kinetics in the casting of alloys under nonterrestrial conditions can produce fine-grained structure in the interior of a casting. This phenomenon could have application in common products such as iron engine castings [5].

Over the next years, space-based research will stress both scientific and commercial goals. Products will include crystals, metals, ceramics, glasses, and biological materials. Processes will include containerless processing and fluid and chemical transport. As research in these areas develops, the benefits will become increasingly apparent on Earth: new materials, more efficient use of fuel resources, new pharmaceuticals, advanced computers and lasers, and better communications. Like space, the opportunities offered by microgravity science and applications are vast and are only beginning to be explored [1].

Space processing techniques which yield products of high value and low volume may be commercially feasible. It must be recognized that even if a material is identified that is sufficiently unique, useful, and valuable to be manufactured or processed in space, the high inherent cost of space processing will be a strong incentive for industry to find means of duplicating the process on the ground or to find a cheaper substitute for the material. For this reason it may be desirable for the Government to subsidize the initial phases of MPS research and product development.

References:

1. [Электронный ресурс] - URL: <http://er.jsc.nasa.gov/seh/msp.html>, режим доступа - свободный.
2. [Электронный ресурс] - URL: <http://history.nasa.gov/EP-165/ch4.htm>, режим доступа - свободный.
3. William R. Wilcox and Liya L. Regel, Microgravity Effects on Materials Processing: A Review, Conference Proceedings of EUROMAT, New York 2001
4. [Электронный ресурс] - URL: <http://www.permanent.com/space-industry.html>, режим доступа - свободный.
5. [Электронный ресурс] - URL: <https://www.princeton.edu/~ota/disk3/1982/8205/820516>, режим доступа - свободный.

An Unmanned Aerial Vehicle System for Detecting Roof's Leakage

Beryozkina Y.A, Ivanova V.S.

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin avenue, Tomsk, Russia, 634050

E-mail: Beryozkina@vtomske.ru

Commercial buildings and most of high-rise buildings for living often have flat roofs, which are notoriously prone to leakage. In fact, up to 40% of flat roofs develop serious problems within one year of installation.

With the increased popularity of green roofs, walkways, plaza decks and solar panels, the ability to quickly find and repair faulty roofing membranes has never been higher.

Leaky roofs cost billions of dollars annually, with damage ranging from minor water stains and electrical outages to complete structural failure of the roof. Using traditional methods, this testing can be time-consuming, messy, and actually damage the roof [1].

For many years, the most common method of testing for roof leaks has been flood testing. But the cost for replacing a roof membrane is about one-tenth the price of replacing the entire roof, so owners see it as a cost-effective precaution. This method obviously has drawbacks and it is noted that flood testing is not a reliable quality assurance method and that the risks associated with flood testing far outweigh any potential benefits

In recent decades, though, new technology has been developed that avoid these problems, saving time, money and equipment. These technologies are non-invasive, non-destructive, and far more reliable than flood testing and direct observation.

The most popular are infrared thermography, nuclear moisture testing, electrical impedance testing, and electric field vector mapping.

The first three techniques actually test for water in the roof assembly. The last two will actually pinpoint the leak, even if it's too small to be seen easily.

Infrared thermography is based on the principle that water and wet insulation changes temperature more slowly than dry roofing components. When a leak develops, water enters, and depending on the type of insulation, is either absorbed or runs to the cracks between the nonabsorbent insulation. As night begins to fall and temperatures drop, dry insulation in the roof will cool quickly while the wet insulation holds its temperature. Using an infrared camera, the thermographer sees which areas are warmer than the surrounding components which usually indicate wet insulation. The best results typically occur on cool, clear, calm nights following clear, sunny days. Of the methods considered non-destructive, infrared thermography has advantages over the others, making it the more frequently used method. Infrared scanning allows technicians to sample the entire roof, rather than possibly only 2 percent of the roof area when using a 10-foot-square grid pattern required for individual tests when using other methods. Infrared thermography does have drawbacks. For instance, some insulation that doesn't absorb water and don't return good results. Also, an area might appear warm because of mechanical equipment, heaters under the roof deck, or a thinner gravel surfacing [1].

Nuclear moisture testing works like a type of atomic radar. It's sometimes called nuclear hydrogen detection, since it actually detects hydrogen levels, not water. The tester uses a hand-held device that emits a stream of high velocity neutrons. When the neutron strikes a hydrogen atom, it bounces back to the device at a slower speed. Since water has a high percentage of hydrogen atoms, the machine can interpret the results as a percentage of moisture. Interestingly, asphalt also contains a large percentage of hydrogen atoms, so a baseline reading needs to be taken in a known dry area of the roof, from which the meter can be calibrated.

Electrical impedance testing produces results very similar to the test above. Because water conducts electricity, wet insulation provides less resistance to electrical current than dry insulation does. As in nuclear moisture testing, a grid is set up, and readings taken at each point. High readings indicate the probability of moisture intrusion, which is then verified using core samples. The technology is very similar to the instruments used to measure moisture content in the lumber and paper industries.

Electronic leak detection comes in two different varieties, high voltage and low. Both have advantages over nuclear, infrared, and impedance testing in that they pinpoint the actual breach in the membrane, not simply the presence of water. The key to these methods is that water conducts electricity very well at least 10 times as well as most roofing membranes. The high voltage method uses relatively high voltage but low amperage. It requires the structural roof deck to be conductive (either metal or concrete) and the membrane to be an insulator. The membrane must also be completely exposed. One electrical lead is connected to the roof decking, and the other is attached to device resembling a push broom with copper bristles. As the operator “sweeps” the surface of the membrane, any moisture or breach in the membrane will complete the circuit between the measuring device and the roof deck. Electric field vector mapping (EFVM) uses lower voltages than the system just described, and has several advantages over other testing methods. For instance, EFVM works on exposed, ballasted or concealed membranes, and the roof doesn’t have to be perfectly dry. It can be employed on vertical, sloped or flat surfaces, overburden can stay in place during testing, and it locates leaks and breaches with pinpoint accuracy [3].

EFVM involves wetting the top of the membrane to create an upper electrical “plate”. Often, the overburden will contain enough moisture that wetting the roof is not necessary. Like the high-voltage system described above, the structural deck acts as the lower electrical plate, and the roof membrane located in between acts as the insulator. If there is a hole or an opening in the membrane (for water to penetrate), an electrical contact will be established between the two plates through the defect. Using specialized probes, the technician can determine the direction of the current, thereby determining the location of the defect in the surface membrane. Once a reading is determined, the technician will take additional readings in order to verify the exact location of water entry, allowing remediation processes to be accurately targeted [1].

But all described methods have one very significant drawback: all of them need technician or operator on the roof, that is very dangerous and not safely.

Now days a rapid growth globally in the acquisition and development of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) is observed. UAVs are increasingly performing civilian tasks as the technology becomes more common – 57 countries and 270 companies were producing UAVs in 2013 [3].

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), commonly referred to as drones, are remotely piloted aircraft or systems. Other names for these types of aircraft are remotely piloted vehicle (RPV), remotely piloted aircraft (RPA), and remotely operated aircraft (ROA). They range from simple hand-operated short-range systems to long endurance, high altitude systems that require an airstrip.

One of the founding fathers of the idea of remotely controlled vehicles was the genial civil inventor - Nicola Tesla. In fact, Tesla was the first to patent a remote-control for unmanned vehicles (which he described as 'teleautomation'), becoming one of the foundational principles for today's UAV's [4].

Designed initially for reconnaissance purposes, their para-military and commercial development was often out of sight of the public. As the technology becomes more advanced and costs fall, civilian day-to-day uses of UAVs are developing rapidly [5]. Drones of all types have already been used in a wide range of practical ways, including: archaeological surveying, science, in general; environmental/meteorology; e.g., climate study, storm monitoring, mapping glaciers, general data collection; military - surveillance, air strikes; security - surveillance, crowd monitoring and control; law enforcement - surveillance, traffic monitoring, search and rescue operations.

UAVs come in a wide variety, but can be divided into classes based on size, range, and capacity for autonomous flight. While most are controlled remotely by a human pilot on the ground, some can fly along pre-set coordinates or patterns, or land if they lose contact with the pilot.

Medium to large systems: These vehicles range from dozens of kilograms to the size of a manned plane. They can fly at high or medium altitudes for hours or days at a time, hundreds or thousands of miles from their operators. Costing from hundreds of thousands to millions of dollars, they require sophisticated base stations and extensive pilot training.

Small systems (mini and micro-UAVs): These systems are small enough to be carried by one or two people, with some easily fitting in a backpack or weighing less than a kilogram. They can

include both fix-wing aircraft, better at distance flying, and rotor aircraft that can hover. These systems are generally limited in range to anything from line of sight to a few kilometers, and to flight times under an hour. Operating these systems is much simpler, with little training required. Professional-grade systems can carry sophisticated cameras and GPS equipment and increasingly have the capacity for autonomous flight, object avoidance and other safety features. Costs can range from \$5,000 to several hundred thousand dollars, including analytical software and support [3].

The most common use of in humanitarian response today is data-collection and observation.

Here is presented one more UAVs civil using for detecting roof's leakage. Designed device must include some detectors that can determine leakages and other defects of the roofs, by non-destructive control method. The main idea is to use infrared thermography and observation by camera.

This article sets the direction for further researches. The project is at an early stage and a lot of things will be modified. There are great prospects of development in this direction in instrument making industry. In consideration of the work is analyzed the relevance of the chosen theme.

Such invention will help to analyze the condition of the roof of any height and will help to keep the human-operator in the safety.

References:

1. [электронный ресурс] – URL: http://www.waterproofmag.com/back_issues/201001/roof-leaks.php, режим доступа – свободный.
2. [электронный ресурс] – URL: <http://www.adriangibbs.co.uk/flat-roofing-services/roof-leak-detection/>, режим доступа – свободный.
3. [электронный ресурс] – URL: <https://docs.unocha.org/sites/dms/Documents/Unmanned%20Aerial%20Vehicles%20in%20Humanitarian%20Response%20OCHA%20July%202014.pdf>, режим доступа – свободный.
4. The article “Drones: a history of flying robots” [electronic resource] – URL: <http://www.nesta.org.uk/node/753>.
5. The article “The Rise of the Predator Empire: Tracing the History of U.S. Drones” [electronic resource] – URL: <https://understandingempire.wordpress.com/2-0-a-brief-history-of-u-s-drones>.

Unmanned Aerial Vehicles on the World Market

Beryozkina Y. A.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin avenue, Tomsk, Russia, 634050

E-mail: Beryozkina@vtomske.ru

Unmanned Aircraft Systems (UAS) is an emerging technology with a tremendous potential to revolutionize warfare and to enable new civilian applications. It is integral part of future urban civil and military applications. It technologically matures enough to be integrated into civil society. In recent years, the term UAV (Unmanned Aerial Vehicle) has been replaced with the term UA which stands for Unmanned Aircraft. To emphasize that a UA is a part of a complete system including ground operator stations, launching mechanisms and so forth, the term Unmanned Aircraft System (UAS) has been introduced. That system whose components includes the necessary equipment, network, and personnel to control an unmanned aircraft also called UAS [1].

An unmanned aircraft system is a system comprised of three main features: the aircraft, the Ground Control Station (GCS or C3) and the operator.

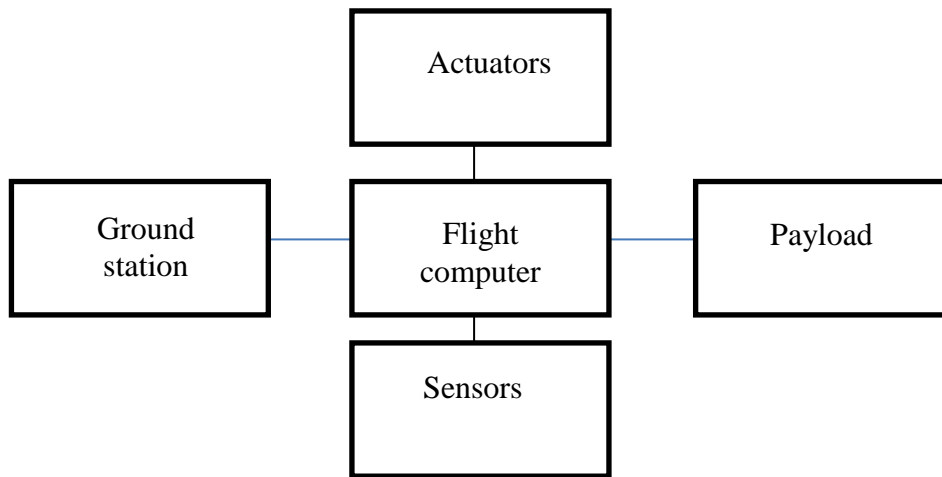






Figure 1 - Basic UAV Avionics Architecture

At the moment there are many different types of UAV that have a lot of variations of types of designs, possibilities, dimensions, materials. The following table 1 gives a brief overview of the advantages and disadvantages of different build types.

Table 1 - UAV build types [2]

	Advantage	Disadvantage	Visual
Fixed-Wing	<ul style="list-style-type: none"> • Long range • Endurance 	<ul style="list-style-type: none"> • Horizontal take-off, requiring substantial space (or support, e.g., catapult) • Inferior maneuverability compared to VTOL (Vertical Take-Off and Landing) 	
Tilt-Wing	<ul style="list-style-type: none"> • Combination of fixed-wing and VTOL advantages 	<ul style="list-style-type: none"> • Technologically complex • Expensive 	
Unmanned Helicopter	<ul style="list-style-type: none"> • VTOL • Maneuverability • High payloads possible 	<ul style="list-style-type: none"> • Expensive • Comparably high maintenance requirements 	
Multicopter	<ul style="list-style-type: none"> • Inexpensive • Easy to launch • Low weight 	Limited payloads <ul style="list-style-type: none"> • Susceptible to wind due to low weight 	

Except this short classification of the advantages and disadvantages of drones there are global classification of UAV.

Table 2 - Classification of UAV [3]

Category	Weight of UAV	Normal Operating Altitude	Radius of Mission	Endurance	Altitude	Normal Employment	Typical Use
MICRO	< 2 kg	Up to 200ft AGL	5 km (LOS)	A few hours	Very Low Altitude	Tactical Platoon(Single operator)	Reconnaissance, inspection, surveillance
MINI	2-20 kg	Up to 3000ft AGL	25 km (LOS)	Up to 2 days	Low Altitude	Tactical Sub-Unit(manual launch)	Surveillance, data gathering
SMALL	20 -150 kg	Up to 5000ft AGL	50 km (LOS)	Up to 2 days	Low Altitude	Tactical Unit(employs launch system)	Surveillance, data gathering
TACTICAL	150-600 kg	Up to 10,000ft AGL	200 km (LOS)	Up to 2 days	Low Altitude	Tactical Formation	Surveillance, data gathering
MALE	> 600 kg	Up to 45,000ft AGL	Unlimited (BLOS)	Days/weeks	Medium Altitude	Operational/Theatre	Surveillance, cargo transportation
HALE	> 600 kg	Up to 65,000ft AGL	Unlimited (BLOS)	Days/weeks	High Altitude	Strategic/National	Surveillance, data gathering, signal relay
STRIKE/COMBAT	> 600 kg	Up to 65,000ft AGL	Unlimited (BLOS)	Days/weeks	High Altitude	Strategic/National	Surveillance, data gathering, signal relay

On the world market, there are several manufacturers of similar products. Such countries are: USA, Ukraine, Germany, Canada, Israel, United Kingdom.

While unmanned aircraft systems (UAS) have been used for decades, they are increasing in number and effectiveness as aircraft, sensor and automation technologies mature. Consequently, the potential benefits of these systems are now projected to extend well beyond military use – to a variety of domestic applications that will improve the safety of our communities, strengthen public services and achieve countless additional benefits to a wide variety of commercial and government organizations [4].

There is a practice using of unmanned aerial vehicles for peaceful purposes. Dron is a universal device capable of change and to adapt to any conditions, so it is used in three trichomes: in water, on land, in air. Potential civil applications of UAVs are Inspection of terrain, pipelines, utilities, buildings, coast guards, border patrol organizations, rescue teams, police, etc.

Table 3 – Civil applications of UAVs

Policing duties	Sports events film coverage	Border patrol	Agriculture and forestry.	Research by university laboratories
Traffic spotting	Agricultural operations	Surveillance of coastal borders, road traffic, etc.	Fire fighting.	Communications relay.
Fisheries protection	Aerial photography	Disaster and crisis management search and rescue.	Communications relay and remote sensing.	Law enforcement
Pipeline survey	Power line survey	Environmental monitoring.	Aerial mapping and meteorology.	Meteorology missions

Since devices of this kind are becoming more accessible to ordinary person connection with the appearance choices, there is only a problem on the legalization of commercial services. This question remains a open in many countries, because there is no legal basis for this. Despite the fact that the International Civil Aviation Organization (ICAO) is adopted a resolution that the drone is an aircraft, in addition, commercial organization must have the certificate of airworthiness and approval of government restriction. For example, in the USA such an organization is Federal Aviation Administration (FAA). Technically, the FAA doesn't forbid the commercial use of UAVs, they just require FAA approval. Only two UAS aircraft models have been approved for commercial use and only for deployment in the Arctic. These are the kind of operations the FAA initially had in mind when they drafted the law. Today's commercial quadcopters are clearly not what they were thinking of when the law was passed [5].

In this survey paper, UAV (Unmanned Aerial Vehicle) which is an emerging technology with a tremendous potential to revolutionize equipment and enable new civilian applications were reviewed. UAV (Unmanned Aerial Vehicle) today play an increasing role in many public missions such as border surveillance, wildlife surveys, military training, weather monitoring, and local law enforcement. As a result, the UAV (Unmanned Aerial Vehicle) required more exploration and revision.

References:

1. Piotr Rudol. Increasing Autonomy of Unmanned Aircraft Systems Through the Use of Imaging Sensors, Department of Computer and Information Science Link, opings universitet SE-581 83 , Sweden, 2011.
2. Dr. Markus Kuckelhaus, Matthias Heutger. UAV in logistics. DHL CSI, Germany, 2014.
3. Suraj G. Gupta, Mangesh M. Ghonge, Dr. P. M. Jawandhiya. Review of Unmanned Aircraft System (UAS). International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET). Volume 2, Issue 4, April 2013.
4. Peter Singer. Unmanned Aircraft Systems: Perceptions & Potential. Aerospace industries, 2013.
5. The professional's Sours "Deal Zone". «Are Quadcopters Legal?» [Электронный ресурс] – URL: <http://www.bhphotovideo.com/explora/video/features/are-quadcopters-legal>, режим доступа – свободный.

The Influence of Cosmic Factors on Spacecraft

Bui Duc Bien

Scientific advisor: Ivanova V. S, Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050
Email: bientomsk@mail.ru

Introduction

To build spacecraft that will survive in harsh space environment, scientists must understand with which hazards they may face. Earth, the Sun, and the Cosmos combined offer unique challenges to spacecraft designers, as shown in Figure 1 [1, 3].

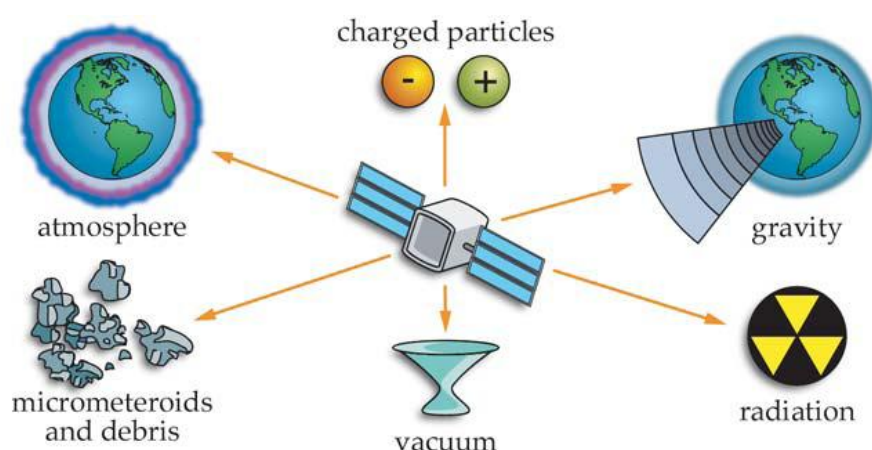


Figure 1 – Factors affecting spacecraft in the Space Environment

There are six challenges unique to the space environment spacecraft deals with – gravity, the atmosphere, vacuum, micrometeoroids and debris, radiation, and charged particles [2, 4].

Vacuum

The vacuum environment creates three potential problems for spacecraft: out-gassing, cold welding and heat transfer [1, 2].

Out gassing occurs when materials, such as plastics or composites, release trapped gasses (volatiles) upon exposure to vacuum - particularly problematic if the released molecules coat delicate sensors, such as lenses, or cause electronic components to arc, damaging them. Prior to launch, spacecraft are usually tested in a thermal-vacuum chamber to reduce or eliminate potential out-gassing sources.

Cold welding occurs between mechanical parts that have very little separation between them. After launch, with the small cushion of air molecules between components eliminated, parts may effectively "weld" together. The potential for cold welding can be mitigated by avoiding the use of moving parts or by using lubricants carefully selected to avoid evaporation or out-gassing.

Heat transfer via conduction, convection, and especially radiation may also complicate spacecraft operation. Conduction is heat flow directly from one point to another through a medium. Convection takes place when gravity, wind, or some other force move a liquid or gas over a hot surface. Both of these methods can be used to move heat around inside a spacecraft but not to remove heat from a spacecraft in the free fall, vacuum environment of space. So here the third method – radiation is used. Radiation is a way to transfer energy from one point to another. Because radiation doesn't need a solid or fluid medium, it's the primary method of moving heat into and out of a spacecraft.

Micrometeoroids and space junk

The space around Earth is not empty. It contains lots of debris or space junk. For spacecraft or astronauts in orbit, the risk of getting hit by a meteoroid or micrometeoroid is remote [2]. However, since the beginning of the space age, debris has begun to accumulate from another source - human beings. With nearly every space mission, broken spacecraft, pieces of old booster segments or spacecraft, so that the environment near Earth is getting full of these space debris (about 2200 tons of it). This problem is posing an increasing risk to spacecraft and astronauts in orbit [3]. In low Earth's orbit, this tiny chunk is moving at speeds - 7000m/s or greater when it hits. This gives spacecraft a great amount of energy - much more than a rifle bullet [2].

One frightening debris hazard is the collision of two spacecraft at orbital velocity. A collision between two medium-sized spacecraft would result in an enormous amount of high velocity debris. The resulting cloud would expand as it orbited and greatly increase the likelihood of impacting another spacecraft. The domino effect could ruin a band of space for decades.

The radiation Environment

Electromagnetic (EM) radiation from the Sun, while primarily in the visible and near-infrared parts of the EM spectrum, also contains significant higher energy radiation, such as X-rays, and gamma rays [1]. Spacecraft and astronauts are well above the atmosphere, so they bear the full brunt of the Sun's output. The effect on a spacecraft depends on the wavelength of the radiation. The Sun's radiation heats, degrades or damages surfaces and electronic components, and the resulting solar pressure can perturb orbits.

Prolonged exposure to ultraviolet radiation can begin spacecraft coatings degrading [2]. This radiation is especially harmful to solar cells, but it can also harm electronic components, requiring them to be shielded or hardened, to handle the environment. In addition, during intense solar flares, bursts of radiation in the radio region of the spectrum can interfere with communications equipment onboard.

EM radiation could be thought of as waves, like ripples on a pond. Another way to look at it is as tiny bundles of energy called photons. Photons are massless bundles of energy that move at the speed of light. These photons strike object, exerting pressure similar in effect to atmospheric drag. But this solar pressure is much, much smaller than drag. It is only 5N of force for a square kilometer of surface [1]. While that may not sound like much, over time this solar pressure can disturb the orientation of spacecraft, causing them to point in the wrong direction.

Charged particles

Perhaps the most dangerous aspect of the space environment is the pervasive influence of charged particles caused by solar activity and galactic cosmic ray (GCRs) [2].

The Sun puts out a stream of charged particles (protons and electrons) as part of the solar wind - at a rate of 10^9 kg/s. During intense solar flares, the number of particles ejected can increase dramatically. Galactic cosmic rays (GCRs) are particles similar to those found in the solar wind or in solar flares, but they originate outside of the solar system. GCRs represent the solar wind from distant stars, the remnants of exploded stars, or, perhaps, shrapnel from the "Big Bang" explosion that created the universe. In many cases, however, GCRs are much more massive and energetic than particles of solar origin. Ironically, the very thing that protects us on Earth from these charged particles creates a third hazard, potentially harmful to orbiting spacecraft and astronauts - the Van Allen radiation belts.

Whether charged particles come directly from solar wind, indirectly from the Van Allen belts, or from the other side of the galaxy, they can harm spacecraft in four ways: charging, sputtering, single-event phenomenon, and total dose effects [1].

Spacecraft charging results when charges build up on different part of a spacecraft as it moves through concentrated areas of charged particles. Once this charge builds up, discharge can occur with disastrous effects - damage to surface coatings, degrading of solar panels, loss of power, or switching off or permanently damaging electronics. These particles can also damage a spacecraft's

surface because of their high speed. It's referred as sputtering. Over a long time, sputtering can damage a spacecraft's thermal coating and sensors [2, 5].

Single charged particles penetrating deeply into spacecraft electronics systems may cause a single event phenomenon. One type of is a single event upset or "bitflip" [1]. This occurs when the impact of a high-energy particle resets one part of a computer' memory from 1 to 0, or vice versa. This can cause subtle but significant changes to spacecraft functions. For example, setting a bit from 1 to 0 may cause the spacecraft to turn off or forget which direction to point its antenna [2].

Total dose effects are long-term damage to the crystal structure of semiconductors within a spacecraft's computer caused by electrons and protons in the solar wind and the Van Allen belts. Over time, the cumulative damage lowers the efficiency of the material, causing computer problems.

Conclusion

In this paper the influence of cosmic factors on spacecraft was considered. It can be noted that, for optimum efficiency and effectiveness, definition of the flight environment is of great importance at the beginning of spacecraft design cycle.

References:

1. Toward a Theory of Space power. Elected Essays. National Defense University, Institute for National Strategic Studies, Charles D. Lutters, Peter L. Hays, Smash books, 2011, 372 pages.
2. The Space Environment [Electronic resource] - URL: www.faa.gov/other_visit/aviation_industry/designees_delegations/designee_types/ame/media/section%20iii.4.1.2%20the%20space%20environment.pdf, free.
3. Space Environments and effects. [Electronic resource] - URL: www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Space_Environment/Space_environments_and_effects, free.
4. Induction to space environment. [Electronic resource] - URL: www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Space_Environment/Introduction_to_space_environment, free.
5. Space environment effects on space systems. [Electronic resource] - URL: www.lpi.usra.edu/meetings/LEA/presentations/wed_am/1_Mazur_Space_Weather_Impacts.pdf, free.

Brushless Direct Current Motor and its Control

Bui Duc Bien

Scientific advisor: Ivanova V. S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050
Email: bientomsk@mail.ru

Introduction

BLDC motors have a wide variety of applications. The BLDC motor loads a commutator, so it is more reliable than the direct current (DC) motor. The BLDC motor also has advantages in comparison with an alternating current (AC) induction motor. With the ability to generate rotor achieve magnetic flux with rotor magnets, BLDC motors are more efficient and therefore are used in high-end goods (refrigerators, washing machines, dishwashers, etc.), high-end pumps, fans and other appliances which require high reliability and efficiency (satellite, aerospace equipment, etc.). There are some more advantages of BLDC motor, such as [1]: long service life due to a lack of electrical and friction losses; reduced noise because of the elimination of ionizing spikes from brushes; virtually maintenance-free due to a lack of brushes and mechanical commutators; more suitable for hazardous environments when BLDC motor can be completely sealed.

Main operational characteristics of BLDC motor are: high speed, short index moves; heavy load, high torque control; short duty cycle moves; high acceleration/deceleration capability; high productivity; compact size and small weight.

Besides the mentioned advantages, there are also disadvantages of brushless direct current motor: high cost because of permanent magnet rotor; system control and hall sensor are very expensive and properties of magnets decrease with increasing environment temperature.

Machine construction [2]

BLDC motors have many similarities to AC induction motors and brushed DC motors in terms of construction and working principles respectively. Like all other motors, BLDC motors also have a rotor and a stator.

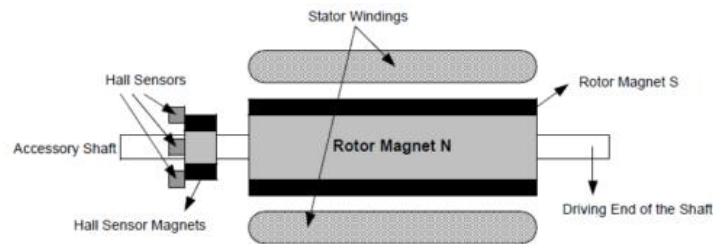


Figure 1 – Construction of Micrichip's BLDC

Similar to an Induction AC motor, the BLDC motor stator is made out of laminated steel stacked up to carry the windings. Windings in the stator can be arranged in two patterns: a star pattern (Y) or delta pattern (Δ). The major difference between the two patterns is that the Y pattern gives high torque at low RPM and the Δ pattern gives low torque at low RPM. This is because in the Δ configuration, half of the voltage is applied across the winding that is not driven, thus increasing losses and, in turn, efficiency and torque.

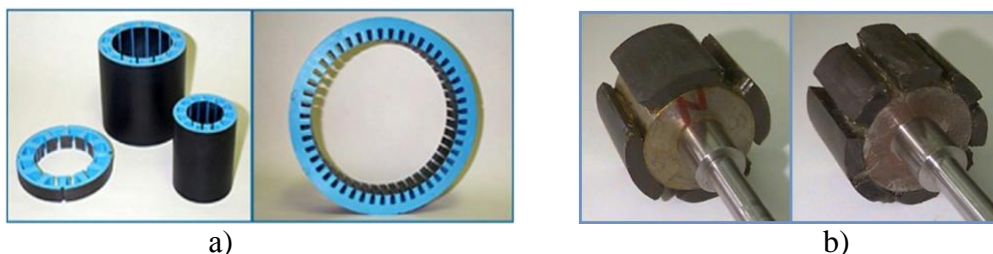


Figure 2 – Laminated steel stampings – stator (a); 4 poles and 8 poles – permanent magnet rotor (b)

The rotor of a typical BLDC motor is made out of permanent magnets. Depending upon the application requirements, the number of poles in the rotor may vary. Increasing the number of poles gives better torque but it reduces the maximum of possible speed.

The BLDC motor control methods

The features of controller [3]

Like permanent magnet synchronous motors (PMSM), BLDC motor also uses 3-phase power to create a rotating magnetic field. However BLDC motor using DC current is controlled by the power key to DC voltage 3 phase lag of 120 to operate.

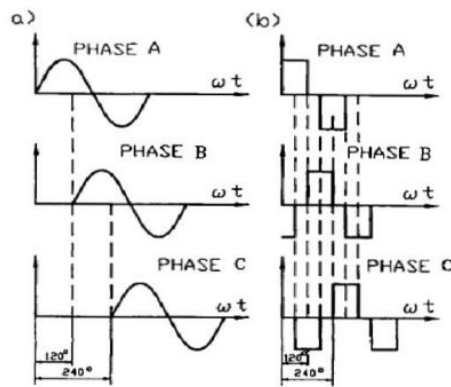


Figure 3 – Schematic comparison of three-phase sine wave and three-phase DC
a – sine wave; b – DC wave

The underlying principles for the working of a BLDC motor are the same as for a brushed DC motor. In case of a brushed DC motor, feedback is implemented using a mechanical commutator and brushes. With BLDC motor, it is achieved using multiple feedback sensors. The most commonly used sensors are hall sensors and optical encoders. In a commutation system is based on the position of the motor that is identified by using feedback sensors – two of the three electrical windings are energized in time.

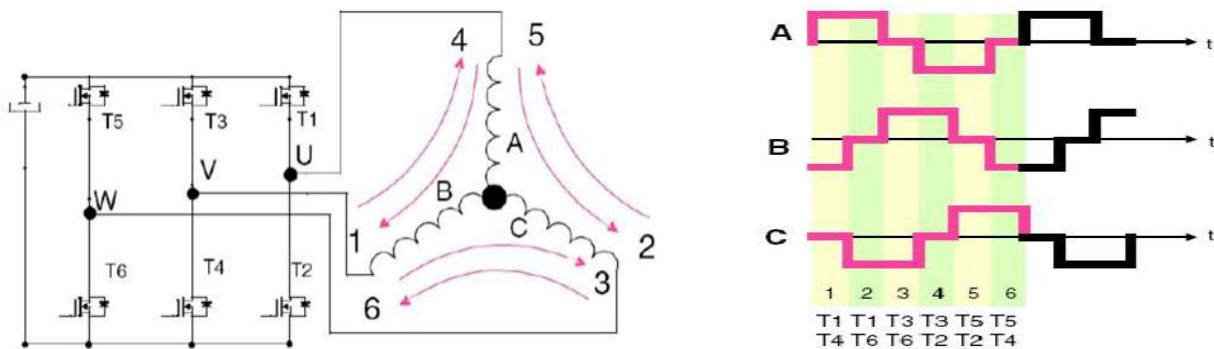


Figure 4 – The process of switching electronic keys to control BLCD and currents in the stator windings

The BLDC motor control methods

There are two main BLDC motor control methods: using sensor (Hall sensor or encoder) and without sensor.

Hall sensor – based commutation [4, 5]

In the Hall sensor technique, three Hall sensors are placed inside the motor, spaced 120 degrees apart. Each Hall sensor provides either a High or Low output based on the polarity of magnetic pole close to it. Rotor position is determined by analyzing the outputs of all three Hall sensors. Based on the output from hall sensors, the voltages to the motor's three phases are switched. The advantage of Hall sensor-based commutation is that the control algorithm is simple and easy to understand. Hall sensor-based commutation can also be used to run the motor at very low speeds.

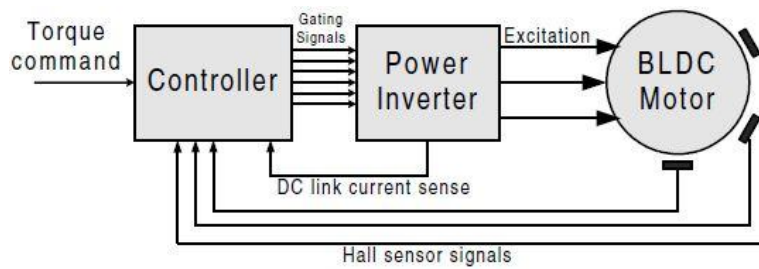


Figure 7 – The control method using Hall sensors

Sensorless commutation [6]

In the sensorless commutation technique, the back-EMF induced in the idle phase is used to determine the moment of commutation. When the induced idle-phase back-EMF equals one-half of the DC bus voltage, commutation is complete. The advantage of sensorless commutation is that it makes the hardware design simpler. Sensors or associated interface circuitry are not required in this method. The disadvantages are that this method requires a relatively complex control algorithm and, when the magnitude of induced back-EMF is low, it does not support low motor speeds. When a BLDC motor application requires high torque, or when the motor is moving from a standstill, the Hall sensor commutation technique is an appropriate choice.

Conclusion

In this paper engine construction and its control methods and in the future should be selected from the considered optimal method that can be used in space environment were examined. On the basis of the chosen method will be design a control system of BLDC manufacture experimental model.

References:

1. Brushless DC motor used in industrial applications – [Electronic resource] - URL: <http://www.ohioelectricmotors.com/brushless-dc-motors-used-in-industrial-applications-1617>.
2. Brushless DC Motors – Part I: Construction and Operating Principles [Electronic resource] / Pushek Madaan, Cypress Semiconductor -February 11, 2013 – URL: <http://www.edn.com/design/sensors/4406682/Brushless-DC-Motors---Part-I--Construction-and-Operating-Principles>.
3. Sensorless bldc motor control and bemf sampling methods with st7mc / AN1946 application note – STMicroelectronics 2007.
4. AC Machines Controlled as DC Machines (Brushless DC Machines/Electronics) [Electronic resource] / Hamid A. Toliyat, Tilak Gopalarathnam. – Texas A&M University.
5. Review. Position and Speed Control of Brushless DC Motors Using Sensorless Techniques and Application Trends [Electronic resource] / José Carlos Gamazo-Real, Ernesto Vázquez-Sánchez, Jaime Gómez-Gil. – Pub. Date 19/07/2010.
6. Sensorless brushless DC motor control with Z8 Encore! MC Microcontrollers / AN022604 – 1210 application note – Zilog Inc. – 2010.

Subminiature Eddy Current Transducers for Studying of the titanium slabs weld seams

S.F. Dmitriev, V.N. Malikov, A.M. Sagalakov, A.D. Abdikenova, A.U. Filimonova

Scientific advisor: Dmitriev S.F.

Altai State University, Lenina Avenue, 61, 656049, Barnaul, Altai region

E-mail: osys11@gmail.com

Abstract. Based on a transformer eddy current transducer (ECT), a probe has been designed to study the titanium slabs weld seams. The structural diagram of the probe is given and the basic technical data are stated (the number of windings is 10–130 turns, and the value of the initial permeability of the core $\mu_{\max} = 500$). The scheme that uses the computer as a generator and receiver of signals from windings is considered. The measurement procedure allowing one to detect defects titanium slabs with a high accuracy is described. The transducer was tested on the titanium slabs consisting the model defect was placed. The dependences of the ECT signal on the defect in this structure are given.

1. Introduction

A subminiature eddy current transducer [1] has been designed to monitor physical parameters when studying the properties of titanium slabs weld seams. The monitored parameter is the conductance value of the material and its distribution over the surface and in the thickness of the studied object.

The eddy current transducer (ECT) is connected to the sound card of the personal computer operating under control of the special software. The software controls the voltage applied to the generator winding of the transducer and reads voltage values from the measuring winding in terms of arbitrary units, which are thereafter, with allowance for the preliminary calibration, transformed into conductance values.

The exciting winding of the subminiature transducer consists of 10 turns, and its diameter is 0.13–0.12 mm. The measuring winding consists of 130 turns and has a diameter of 0.05–0.08 mm. To minimize the influence of the exciting winding on the received signal, the scheme contains the compensation winding, connected to the measuring winding so that the voltage of the exciting winding is subtracted. It consists of 20 turns. The copper wire with a diameter of 5 μm is used for winding turns. The windings are wound round a pyramid shaped core. The core is made of a 2000 HM3 ferrite having an initial permeability of 500.

The characteristics of the designed transducers allow one to efficiently localize the magnetic field within 2500 μm^2 and ensure a significant depth of its penetration into the studied object.

The ECT is connected to the sound card of the personal computer PC, operated under control of the special software (SW).

The use of the computer sound card enables one, while scanning, to vary the frequency of the electromagnetic field, created by the exciting winding of the converter, from 20 Hz to 2 kHz.

The results of the experiment and their discussion

In order to demonstrate the working efficiency of the device introduced, a series of measurements was conducted, the specimens being provided by the “Altay Instrument Engineering Plant Rotor”, the city of Barnaul. The specimens were titanium slabs, joint with the help of weld seams. The gauge of the slabs equaled to 5 mm. The weld width equaled to 5 mm.

Calibration

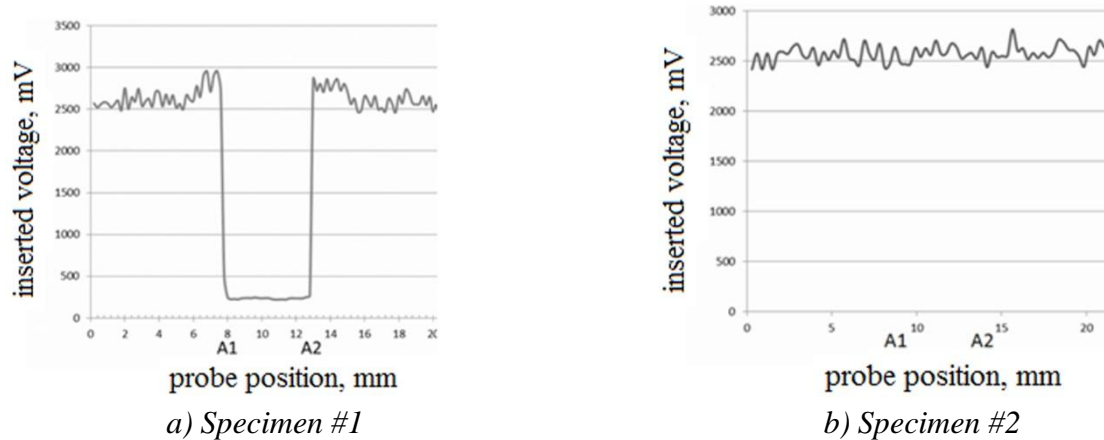
The test feature is the voltage induced by the eddy-current field developing in the monitored object. The sensor calibration was performed before the beginning of the measuring operations, it consisting in the definition of the inserted voltage from the defect-free section. The calibration was performed at different frequencies. At the same time the variation of the frequency in a 500 – 2000 Hz range at a pitch of 100 Hz was performed. The further scanning was conducted by means of the sensor moving through the length or breadth of the weld seam or crosswise of the defective section. During the experiments, it was found out that the optimum frequency range of the induction winding electromagnetic field for the titanium study equals to 1500 – 1700 Hz.

The scanning lengthwise of the weld seam surface was conducted in order to determine the weld seam homogeneity. Herewith, it should be noted that any significant change in the signal amplitude wasn't pointed out.

The results of the experiment say for the relatively homogeneous structure of the weld seam but don't provide us with any information regarding the quality of the seam itself. Judging by the results of the given experiment, it could be concluded about the equal distribution of the weld seam defects or its zero-defect quality only.

The scanning was conducted crosswise of the weld seam in the next experiment. The length of the weld seam was 150 mm. The seam was divided into 30 sections, 5 mm each, so that the signal from the seam itself as well as the one coming directly from the slabs was withdrawn. The dependences received were averaged. The results of the experiment are presented in Pictures 1a, b.

In the specimen given, the influence of a deficient weld seam on the inserted voltage is clearly traced by a significant drop in the signal amplitude in the weld seam area in comparison with the slabs area.



Picture 1 - The extent of the response, while scanning the weld seam. The scanning frequency is 1600 Hz. A1 – A2 correspond to the edges of the weld seam

The conclusion about the weld seam of Specimen 1 low quality was made based on the experiment conducted. The low quality of the welding was confirmed directly by the weld seam cut as well. Specimen 2 scanning showed the absence of the signal amplitude excursion within the frame of the weld seam. The weld seam of Specimen 2 cut showed the high quality of welding.

In order to simulate such a drop in the amplitude, an additional experiment was conducted. During the experiment, two titanium slabs of the same gauge were joint tightly, the area of the junction being scanned afterwards. The signal amplitude in the area of the junction changed by more than a decade in comparison with the signal amplitude from the slabs themselves.

Conclusions

The results of the experiments conducted showed a high efficiency of the developed method in the search for defects of the titanium slabs weld seams and in the evaluation of the welding quality. Thanks to the change of the eddy-current transducer signal amplitude in the area of the weld seam, we succeeded in defining the edges of the weld seam exactly, its low quality being obvious due to a steep drop in the signal amplitude. Likewise, the dependence, received as a result of Specimen 2, characterized by a high welding quality, scanning, showed the absence of any significant signal amplitude changes.

So, the analysis of the eddy-current transducer response can be used for the evaluation of the performed welding quality.

Insignificant changes in the eddy-current transducer response reflect the distribution of the weld seam surface cracks, which can be used for the evaluation of the wear rate of the weld seam, exposed to stresses.

References:

1. Polyakov V V, Dmitriev S F, Ishkov AV, Kolubaev EA and Malikov VN 2014 Non-destructive testing of aluminium alloys by using miniature eddy-current flaw transducers Advanced Materials Research 880 105-108.

Global Navigation Satellite System

Druzhinin K.P. Isaeva D.V.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: kosaknekon@mail.ru

Global Navigation Satellite System (GNSS) plays a main role in high precision navigation, timing, positioning and scientific questions connected with precise positioning. This is a highly precise, all-weather, continuous, and real-time technique. GNSS is used to determine the position of a receiver on land, at sea, or in space by means of constellation of multiple artificial satellites.

The GNSS satellites have atomic clocks, radio transceivers, computers and supporting equipment used for operating the system. Modern satellite navigation is based on the use of no-request range measurements between navigational satellite and the user. It means that the information about the satellite's coordinates given to the user is included into navigation signal. The signals of each satellite allow the user to measure an approximate distance from the receiver to the satellite, which is called the pseudorange. The pseudorange is calculated from the signals time of travel from a satellite to the receiver.

Every satellite has calibration oscillator of the reference frequency $f_0 = 10,23$ MHz, which forms the signals from its oscillation, named L1 and L2. They are used as encoded signals transmitters and data senders, they are also used for the most precise ranging between the user and the satellite.

The GNSS consists of three main satellite technologies: GPS, Glonass and Galileo. Each of them consists mainly of three segments: constellation of satellites (space segment); ground-based control facilities (control segment); user equipment (user segment). Space segment consists of many satellites that are placed above the Earth in nearly circular orbital planes. Control segment is responsible for controlling the whole system including the deployment and maintenance of the system, tracking of the satellites in their orbits and the clock parameters, monitoring of auxiliary data, and upload of the data message to the satellites. User segment consists of passive receivers able to decode received signals from satellites. These segments are almost similar in the three satellite technologies, which are all together make up the GNSS.

Global Positioning System (GPS) had reached the full military operational capacity in 1995. The US congress took actions to make the global positioning service available for civilians in 2000, since that time DoD is offering unlimited access of GPS service to the civilians in all over the world free of charge. The space segment of GPS system consists of 24 active satellites, which are placed in MEO at an altitude of 20,200 km above the earth. The control segment consists of a network of monitoring stations that are responsible for satellites' tracking, monitoring, and maintenance. The master control station gets data from each of the monitoring stations, which are distributed around the world, and determines both the data to be uploaded and the ground stations that will transmit this control data to the satellites. The user segment consists of handset radio receivers that receive signals from GPS satellites available in the view. Signals are transmitted to the user segment at frequencies $L1 = 1575.42$ MHz, and $L2 = 1227.60$ MHz. Both the civilians and USA military can access L1, but L2 is only accessible by US government and military. GPS positioning is based on trilateration method, which is a mathematical calculations to find out the position of something by knowing its distance from a number of known points. In reality a position has to be determined in

three dimensional space, so 3D trilateration requires to know 3 points lie on the surfaces of three spheres to determine the position, which coordinates (X, Y, Z).

Space segment of GLONASS consists of 24 satellites in three orbital planes. Among these satellites there are 21 active satellites, while the other three satellites are used as spares. Control Segment consists of the system control center located in Krasnoznamensk Space Center. The center is connected with 8 tracking stations distributed across Russia. These stations are responsible for tracking and monitoring the satellites status in the orbits. GLONASS provides high accuracy signal for military use and standard accuracy signal for civil use. The used carrier frequencies are L1(1602 – 1615.5 MHz) and L2(1246 – 1256.5 MHz). The signals are modulated by two binary codes, the standard accuracy signal (C/A code) and the high accuracy signal (P code); the C/A code is only modulated onto L1, while P code is modulated onto L1 and L2. The navigation message includes information about the satellites orbits, satellite health status, correction data, and the almanac data about all satellites within GLONASS constellation. Almanac - is a package of ephemeris of all the satellites belong to global navigation system. Ephemeris - a coordinates package, which uniquely determine the satellites position and velocity.

Space segment of Galileo includes a constellation of a total of 30 satellites, 27 are operational and 3 spare satellites. These satellites are spaced around the plane in three circular medium earth orbits (MEO) with 23.600 km Altitude. Ground segment consists of two ground control center responsible for Central Processing Facility; they are located in Oberpfaffenhofen-Germany and Fucino-Italy. Moreover, the control centers are connected with five tracking and control stations, 9 C-band uplink stations, and about 40 Galileo sensor stations. User segment of Galileo must be developed in parallel with the core system to ensure that the receivers and users will be available in time when the Galileo reach its full operational capabilities.

Each satellite system has specific signal characteristics, but each system attempts to be compatible with the others in order to prevent the interferences and attenuation between the signals.

Precision conditions of navigation satellite systems are formed by the main failures level and geometrical disposition of the used satellites and the user. Geometrical factor (or Dilution of Precision) is a recalculation coefficient of the sporadic error of the radionavigation parameter into the error of the corresponding parameters determination.

Global Navigation Satellite Systems (GNSS) technology has become vital to many applications that range from city planning engineering and zoning to military applications. It has been widely accepted globally by governments and organizations. Different GNSS systems are designed to be compatible, which enable using more than one GNSS system to calculate the position. The combined signals will improve the code measurements and reduce the code noise level.

All in all, along with the development of GNSS satellite constellations proactively updated are the technology, equipment and software for the ground –based complex of reception, processing and interpretation of satellite data designed to tackle an ever-expanding array of applications. In the near future global satellite navigation systems are set to become an integral part of the infrastructure of any state and will directly impact not only the security but also the economic progress and social sphere.

References:

- 1) [Электронный ресурс] - URL: <http://glonass-iac.ru/en/guide/navfaq.php>, свободный.
- 2) [Электронный ресурс] - URL: http://www.snet.tu-berlin.de/fileadmin/fg220/courses/WS1112/snet-project/gnss-principles-and-comparison_dawoud.pdf, свободный.
- 3) [Электронный ресурс] - URL: <http://gauss.gge.unb.ca/GLONASS.ICD.pdf>, свободный.
- 4) [Электронный ресурс] - URL: <http://www.princeton.edu/~alaink/Orf467F07/GNSS.pdf>, свободный.

Ceramics Material in Space

Frolov R.A.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: frolov07121994@mail.ru

Introduction

Development of mechanical engineering requires new materials with high mechanical and thermal properties. So, in the world people began to use ceramics material (fig.1). The leading place in the world takes the use of ceramic materials in the industry of Japan and the USA.

Advanced ceramic materials make applications possible today that were almost unthinkable just yesterday. Due to their unique material properties, technical ceramics are considered to be one of the most used materials of our time [1].



Figure 1 - Different examples of ceramic materials

Structure and Properties of Ceramics

Ceramics usually have a combination of stronger bonds called ionic and covalent. These types of bonds result in high elastic modulus and hardness, high melting points, low thermal expansion, and good chemical resistance. On the other hand, ceramics are also hard and often brittle which leads to fracture [2].

Ceramic materials are directly related to the nature of their structure, formed during roasting. Allocate material with porous and dense crock. Most of ceramic materials are porous. The strength of ceramic materials is also related to the porosity of the structure.

Metals have weaker bonds than ceramics, which allows the electrons to move freely between atoms. This is saying about ductility of metals, where the metal can be easily bent without breaking, allowing it to be drawn into wire [3]. So, at a high speed of loading, for example in case of explosive blow when this speed exceeds the speed of the movement of dislocations in metal, plastic properties of metals won't play any role and metal will be same brittle, as well as ceramics. In this concrete case the ceramics is significantly stronger than metal.

Mechanical properties are important in structural and building materials as well as textile fabrics. They include the many properties used to describe the strength of materials such as: elasticity, tensile strength, compressive strength, ductility (low in brittle materials), and indentation hardness [4].

Important properties of ceramic materials are the high hardness, the elasticity module, melting temperature by 2 – 3 times of low density. Retentions of strength when heating allows to use ceramics as strong armor.

Materials based on boron carbide have highest protection properties. But they are rarely used due to their high cost by pressing. Therefore, tiles made of boron carbide are used only to reduce the weight of armor protection, for example to protect the seats and automatic control systems for

helicopters, crew and troops. Ceramics, which have the highest hardness and elastic modulus, are used for protection from heavy armor-piercing tank shells.

For mass production of ceramics is the most promising comparatively cheap oxide of aluminum. The ceramics on its basis is used for protection of overland and sea military equipment.

To increase the strength, surface reflectivity of the outer shielding materials is coated with a layer of enamel a thickness of about 300 microns. Plates of coated used in most hot places spacecraft, ballistic missiles and hypersonic aircraft. They can withstand up to 500 minutes of heating in an electric arc plasma at a temperature of 1670 K. Facing layer protects heat insulating layer of ablation and erosion damage and takes the basic thermal load.

The principal disadvantages of ceramics are its brittleness and complexity of processing. Ceramic materials do not work in conditions of mechanical or thermal shocks, and also under cyclic loading conditions. They are characterized by high sensitivity to incision. At the same time, ceramic materials have high heat resistance, excellent corrosion resistance and low thermal conductivity, which allow them to be used successfully as a elements of thermal protection. Ceramics is a very durable material. It is durable than any of the alloys at temperatures above 1000 ° C, and it's the heat and creep resistance above [4].

Ceramics in the aerospace engineering

During the flight in the dense layers of the atmosphere head of the rocket, spacecraft, shuttles, heated to a high temperature (fig.2). Materials for heat protection should have high heat resistance and toughness in combination with the minimal values of the coefficient of thermal expansion. Technical ceramics is the material, which best meets these requirements. The body of the Space Shuttle Also covered with ceramic plates and exposed to extreme thermal loads during launch and in space.

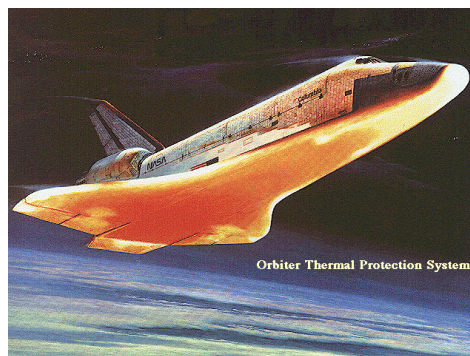


Figure 2 - Using ceramic plates

High fire resistance, heat resistance, low thermal conductivity make ceramic materials indispensable for the manufacture of refractories, heat pipes, lining high temperature reactors, heat exchangers and heat protection.

In the aviation and aerospace industry has successfully developed the technical possibilities for the application of ceramic bearings. Leading projects in these sectors is the U.S. Space Shuttle Project. Made especially for him hybrid bearings for the three main engines ultimately provide a reliable and efficient operation of the system in extreme conditions.

Currently, hybrid and ceramic bearings found their application in jet engines, gearboxes, drives in aviation, power drives for satellites and other similar applications.

Engineered ceramics are increasingly being used in commercial and military aircraft, and have been used in the space shuttle and its equipment for many years. Ceramic applications include thermal protection systems in rocket exhaust cones, insulating tiles for the space shuttle, engine components, and ceramic coatings that are embedded into the windshield glass of many airplanes.

These coatings are transparent and conduct electricity for keeping the glass clear from fog and ice [5].

Ceramic fibers are used as heat shields for fire protection and thermal insulation in aircraft and space shuttles because they resist heat, are lightweight and do not corrode. Other significant characteristics include high melting temperatures, resiliency, tensile strength and chemical inertness [5].

A non-oxide ceramic called silicon nitride has excellent high temperature strength, excellent fracture toughness, high hardness and unique tribological properties. Silicon nitride aerospace applications result in superior mechanical reliability and wear resistance allowing components to be used under minimal lubrication without wear. These include jet engine igniters, bearings, bushings, and other wear components [5].

Conclusion

The advantage of using ceramic materials as structural material is low density, resulting in lower material costs and saves rare materials.

The disadvantages of ceramic materials are the complexity processing and, in consequence - and the high cost of the finished product. Processing of Ceramics and control are the main components of the balance cost of ceramic products.

References:

1. CeramTec International: Technical ceramics from the ceramic Experts [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.ceramtec.com/ceramic-materials/>, свободный;
2. Ceramic Properties. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://depts.washington.edu/matseed/mse_resources/Webpage/Ceramics/ceramicproperty.htm, свободный;
3. The American ceramic society: Structure and Properties of ceramics. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ceramics.org/learn-about-ceramics/structure-and-properties-of-ceramics>, свободный;
4. Ceramic materials [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://en.wikipedia.org/wiki/Ceramic_materials, свободный;
5. The American ceramic society: Ceramic Engineering in Aerospace. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ceramics.org/learn-about-ceramics/ceramic-engineering-in-aerospace>, свободный.

Die Nanosatelliten

Galkina P.V., Tarasova L.V.

Wissenschaftliche Betreuerin: Tarasova L. V. Doktor der Pädagogik, Dozentin

Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30

E-mail: polina.galkina.2015@mail.ru

Die winzigen Flugkörper charakterisieren sich dadurch, dass sie einen kurzen Entwicklungszyklus besitzen. Sie sind einfach in der Instandhaltung, benötigen weniger stattliche Finanzaufwände, um sie in die Erdumlaufbahn zu bringen. Der Fokus von Nanosatelliten liegt in der Zuverlässigkeit und der hohen Wirtschaftlichkeit der Systeme. Sie werden folgender Weise klassifiziert: die große Satelliten - mehr als 1000 kg; die kleine Satelliten (Midi) - 500 – 1000 kg; die Minisatelliten - 100 – 500 kg; die Mikrosatelliten 10 – 100 kg; die Nanosatelliten - 1 – 10 kg; die Pikosatelliten - weniger 1 kg.

Die Bestimmung der Nanosatelliten:

1. Die Optimierung der neuesten Technologien, der Methoden und der Hardware-

Softwarelösungen;

2. Bildungsprogramme;
3. Ökologische Monitoring;
4. Forschungen der geophysikalischen Felder.

Die Vorteile der Optimierung der Weltraumtechnik durch Einsatz superkleiner Raumsonden:

1. Bis zu zehnfache Senkung der Aufwände durch Boden- und Flugtests der technologischen Lösungen;
2. Die Abkürzung der Dauer der Bildung und der Flugtests der kosmischen Systeme oder ihrer abgesonderten Komponenten bis zu einem Jahr;
3. Die Beschleunigung des Übergangs von den Gruppierungen auf Grund von den traditionellen "großen" Satelliten zu den Gruppierungen auf Grund von den superkleinen Raumsonden.

Die bekanntesten Projekte der Nanosatelliten waren entwickelt:

- «Tubsat-N». In 1998 in Deutschland, die Berliner technische Universität. Der vorliegende Satellit hatte das Gewicht 8,5 kg. Seine Bestimmung war die Datenerfassung von den Landfunkbaken und das Monitoring der Migrationen der Tiere.
- «Munin». Entwickelt im Jahr 2000 im schwedischen Institut der kosmischen Physik. Der Satellit wog 7,5 kg und war für das Studium von Polarlichtern und des kosmischen Wetters bestimmt.
- SSTL SNAP-1. Entwickelt im Jahr 2001, in England. Er hatte ein Gewicht von 6,5 kg. Er war steuerbar und war zur Inspektion von andere Satelliten vorgesehen.
- «CubeSat». Entwickelt in 2001, in der kalifornischen polytechnischen Universität, USA. Er wog 1,5 kg und war für die ferngesteuerte Sondierung der Erde geschaffen.
- «QuakeSat». In 2003, USA, die Stenford Universität. Der amerikanische Satellit wog 3 kg und war für die Forschung der Vorboten der Erdbeben vorbestimmt.
- THC-0 № 1. In 2005, Russland, die offene Aktiengesellschaft «Russische kosmische Systeme». Der vorliegende Satellit wog 5 kg. Seine Bestimmung - die Tests der verringerten Bordsystemgruppen und die Durcharbeitung des grundlegenden Bahnsteigs.
- «Spheres». In 2006, USA, NASA. Der Satellit wog 3 kg. Er war für das gegenseitige Manövrieren einige Nanosatelliten gestartet.
- MEPSI 2A&2B. In 2007, USA, Aerospace Corporation. Das Gewicht des Satelliten — 1,5 kg. Seine Bestimmung war die Demonstration der MEMS-Komponenten, der Technologien zur Inspektion.
- INSAT-1. In 2008 Israel die Assoziation nach den Nanosatelliten. Das Gewicht des Satelliten betrug 3 kg. Die Durcharbeitung des Navigationssystems NAPS auf der Basis der Nanosatelliten.

Die Weisen des Einschusses:

1. Der beiläufige Einschuß;
2. DerClusterstart;
3. Der zweckbestimmte Start, wie der einzigen nützlichen Belastung der Trägerrakete;
4. Der Start von Bord die ISS und "des Progresses" [1].

Zu den Vorteilen der superkleinen Raumsonden infolge von Verzicht auf große Mengenkomplizierter Details: hohe Verarbeitungseigenschaften, die kürzere Herstellungszeit, den niedrige Kosten und die relative Einfachheit der Hinaufführung. Gerade deshalb werden in der Zukunft von den schweren Satelliten, die viele Hunderte Millionen Eurokosten absagen und werden zu den neuen kleinen und superkleinen Raumsonden kommen. Heute betrachten sie wie die preiswerten Bahnsteige für die Durchführung der wissenschaftlichen Experimente und der Forschungen im Kosmos. Zu den technischen Beschränkungen der Nanosatelliten kann man den kleinen Umfang für die nützliche Belastung, sowie die kurze Dauer der aktiven Existenz nennen. Außerdem lässt das kleine Ausmaß nicht auf ihnen die mächtigen Empfänger, die Sender und die zusätzliche Belastung festzustellen, erzwingend für jeden die "Spezialisierung" zu wähle[n]c[2].

Der erste russische Nanosatellit THC-0 № 1 (Masse — 5,0 kg, Durchmesser — 170 mm, Länge - 550 mm) wurde in der offenen Aktiengesellschaft «Russische kosmische Systeme» entwickelt.

Sein Start war von russischem Kosmonauten Salischanom Scharipow um 11:30:15 am 28. März 2005 in der Handweise von Bord der ISS während des Ausgangs der Mannschaft in den freien Weltraum erzeugt. THC-0 № 1 war für die experimentale Durcharbeitung unter den Bedingungen des realen kosmischen Flugs der neuen Technologien der Verwaltung der Raumsonden, der fernbetätigten Sondierung der Erde, und ebenso der kleinen Bordeinrichtungen und der Geräte vorbestimmt. Eine seiner Hauptaufgaben war die Prüfung der Möglichkeit der Nutzung der Satellitenverbindung "Globalstar" für die Verwaltung der Raumsonden. Mit Hilfe des Modems, das an Bord des Nanosatelliten eingesetzt wurde, verwirklichte sich der informative Austausch zwischen THC-0 № 1 und dem Flugleitzentrum. Von Bord auf die Erde wurden die Mess- und dienstlichen Daten, und von der Erde an Bord — die kommand-programmierten-Informationen übergeben. Den Herstellern gelang es die Verwaltungsanlage aller aus zwei Komponenten zu schaffen: des Notebooks als Flugleitzentrum und das Mobiltelefon als Terminal der Verbindung [3].

Die Entwicklungsperspektive:

Für fünf nächsten Jahre ist eine Serie der kurzfristigen Experimente mit den ersetzbaren wissenschaftlichen Belastungen des kosmischen Bahnsteigs THC-0 eingeplant, in die die erfahrenen Muster der Bordapparatur für die geophysikalischen Messungen, des Systems der Kommunikation, des Systems der fernbetätigten Sondierung der Erde und andere eingesetzt sein werden. Diese Technologien werden in der Zukunft in den neuen kosmischen Systemen der Telekommunikation, der Navigation, des operativen Monitorings der natürlichen Erscheinungen und der Notstandssituationen verwenden.

Das nächste Modell des Nanosatelliten — THC-1 — wird mit dem vervollkommenen Bordkomplex der fernbetätigten Sondierung der Erde ausgestattet sein. Das Modell TNS-2 wird zusammen mit dem Zentrum der kosmischen Technologien und der Mikrogravitation «ZARM» der Bremer Universität (Deutschland) entwickelt und wird für das Studium der Parameter der Atmosphäre und der Ionosphäre vorbestimmt. In der Perspektive vervollkommnete Bahnsteig THC kann in den Systemen der fernbetätigten Sondierung der Erde und der Satellitenverbindung verwendet sein [4].

Quellenverzeichnis:

1. Наноспутники. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.spacecorp.ru/directions/nano/>, свободный. – Загл. с экрана.
2. От малых космических аппаратов – к наноспутникам. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.nanonewsnet.ru/blog/nikst/daesh-nanosputniki>, свободный. Загл. с экрана.
3. Россия планирует вывести на орбиту наноспутники. [Электронный ресурс] – URL: http://www.ntsrf.info/nanoworld/news.php?ELEMENT_ID=2753, свободный. – Загл. с экрана.
4. Nano Satellitenmission für Forschung, Entwicklung und Ausbildung (TU Berlin Infrarot-Nanosatellit, TUBIN). [Электронный ресурс] – URL: https://www.raumfahrttechnik.tu-berlin.de/menue/forschung/aktuelle_projekte/tubin/, свободный. – Загл. с экрана.

Test Spacecraft

Gornostaev A.A., Fedotov D.V.

Supervisor: Kuimova M.V., Ph. D., associate professor.

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: 1595dima@mail.ru

Introduction. With the development of new technologies in the space industry appears higher quality requirements of spacecraft (spacecraft (SC) - also known as artificial satellite). Thereby

increasing the quantity and quality of technology required tests to ensure the reliability and efficiency of design, onboard systems, structural shapes, as well as check selected materials making up part of the spacecraft. This means that among the main processes taking place within the life cycle of the spacecraft, from design to the withdrawal of the course, the main objective is to test before use, but rather a complex of different kinds of tests.

Checkout - this is an experiment that allows determining quantitative and qualitative properties of the test object [3].

The role of testing. In the development of all spacecraft systems and related technical equipment, such as a system of in-orbit delivery, most of the problems associated with the inaccuracy of theoretical calculations, are solved through experimental testing ground (ETG), i.e., tests. Just ETG are determinant of the cost and timing of a project, as test stand high cost and high durability of their conduct.

Consequently, the role of testing, the main task is to manage the whole set of tests as quality of the organization and carrying out of tests and defines these important parameters such as cost and long term.

Stages test. ETG system is based on successive tests of products and devices are increasingly high status. This principle can be called the principle "from simple to complex," from test to test avionics of the spacecraft.

Therefore, tests are carried out in order to optimize all systems of spacecraft during its development, starting with the on-board equipment to his willingness in general [2].

ETG can be divided in stages, levels and sublevels.

1. By stages:

- Autonomous tests;
- comprehensive tests;
- interdepartmental tests;
- preliminary tests;
- flight test.

By level:

- Testing of on-board equipment:

a) stand-alone test avionics

b) life test

c) specific impact test

d) special testx [1].

- Testing systems:

• a) board control

• b) Orientation and stabilization system

• c) Thermal control system

• d) Power supply system

• k) Power product design

• Testing of the spacecraft

e) correction system

f) guidance system antennas

g) antenna-feeder devices

h) mechanicals devices

Each of the described species and types of tests has a number of specific features depending on the level of testing and assembly systems or spacecraft undergoing working out [2].

Findings. Explore one of the most important stages of creating SC - Ground experimental testing, we can conclude that, for a large period of time when creating space complexes formed certain system actions in testing the spacecraft. But the development of new technologies makes adjust, improve the process of testing the spacecraft. level testing and system or node spacecraft undergoing working out.

References:

1. Википедия Испытание средств выведения космических аппаратов [Электронный ресурс],
URL:https://ru.wikipedia.org/wiki/Испытания_средств_выведения_космических_аппаратов.
2. Ключев Е. А. Управление Комплексом Испытаний Систем Космических Аппаратов [Электронный ресурс],
URL:
[http://berestneva.am.tpu.ru/Papers/KONF2009/%F7%C9%CE%C5%D2%CF%D7%D3%CB%C9%C5%20%DE%D4%C5%CE%C9%D1/2009%20\(F\)/fscommand/doc/074.doc](http://berestneva.am.tpu.ru/Papers/KONF2009/%F7%C9%CE%C5%D2%CF%D7%D3%CB%C9%C5%20%DE%D4%C5%CE%C9%D1/2009%20(F)/fscommand/doc/074.doc).
3. Колесников А.В. Испытания конструкций и систем космических аппаратов [Электронный ресурс] - URL:<http://ignorik.ru/docs/lekci-po-kursu-ispitaniya-konstrukcij-i-sistem-kosmichesk.html>.

Die Exoplaneten und Forschungswichtigkeit der anderen Planeten

Grebenschtschikow D.O.

Wissenschaftliche Betreuerin: Tarasova L. V. Doktor der Pädagogik, Dozentin

Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30

E-mail: dog1@tpu.ru

Die Leute von der ganzen Welt haben großes Interesse, ob es andere Leben in Universum gibt. Die modernen Technologien lassen uns neue Exoplaneten finden und forschen. Die Forschung der Exoplaneten gibt uns die Möglichkeit mehr Kenntnisse über das Leben im Weltraum zu bekommen.

In den 1990er Jahren war noch jeder entdeckte Exoplanet eine Sensation, heute wurden schon mehr als 800 Planeten um ferne Sterne aufgespürt. Mittlerweile wissen wir auch, dass ungefähr sieben Prozent aller Sterne einen gigantischen Planeten innerhalb von 3 astronomical unit haben und dass 20% aller Sterne Planeten besitzen. Aufgrund des technologischen Fortschritts können heute immer mehr erdähnliche Planeten aufgespürt werden, zudem wissen wir, dass Sterne, die einen höheren oder den gleichen Anteil an Metallen haben wie unsere Sonne, umso wahrscheinlicher Planeten besitzen. Außerdem wurden mit dem HARPS-Instrument auch ein paar Exoplaneten um metallarme Sterne entdeckt. Wobei für Astronomen alles, was schwerer ist als Helium, schon als Metall gilt. Dass die Metallizität so wichtig ist, weist darauf hin, ob sich in einem Sonnensystem Planeten bilden oder nicht. Ferner sind anders als bei den Planeten in unserem Sonnensystem exzentrische Orbits gewöhnlich und nur 10% haben einen annähernd kreisförmigen Orbit [1].

Die ganze Exoplaneten teilt man verschiedenen Arten, aber in diesem Artikel besprechen wir die Exoplaneten, die möglich irgendwelches Leben haben. Die meisten der bis jetzt entdeckten Systeme sind aber nicht mit dem Sonnensystem vergleichbar, es handelt sich meist um Gasriesen, die ihren Zentralstern in einer sehr engen Umlaufbahn umkreisen. Die vieljährigen Forschungen zeigten, dass das Universum die Planeten mit möglichem Leben hat, weil diese Exoplaneten mit der Erde vergleichbar sind. Die bekannte solche Exoplaneten sind Kepler-22b, Kepler-186f, Gliese 581c.

Kepler-22b (Abb.1) ist 600 Lichtjahre von der Erde entfernt. Er umkreist einen Stern, der etwas kleiner und kühler ist als unsere Sonne. Seine Umlaufbahn liegt so, dass er alle 290 Tage so zwischen das Teleskop und den Stern gerät, dass ein winziger Teil des Lichts, welches das Gerät empfängt, blockiert wird. Auf dieser Grundlage identifizierten Wissenschaftler die Existenz und den Orbit des Planeten, versuchten seine Größe festzustellen und die Frage zu beantworten, ob er über eine Atmosphäre verfügt. Bislang steht fest, dass Kepler-22b den 2,4-fachen Radius der Erde besitzt [2].

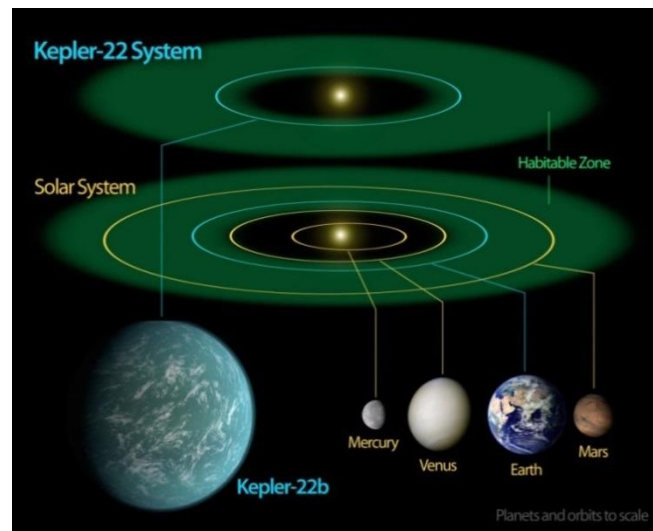


Abb. 1 - Vergleich unseres Sonnensystems mit dem Kepler-22-System

Kepler-186f (Abb.2) gehört, wie sein Name schon andeutet, zu einem ganzen Planetensystem, in dem er der fünfte und zugleich äußerste Planet ist. Sein Durchmesser ist nur zehn Prozent größer als der der Erde. Heutige Teleskope erlauben noch keine direkte Beobachtung der Atmosphäre des Planeten - weshalb die Astronomen auch nicht sagen können, ob es auf Kepler-186f wirklich Leben gibt. Dazu müsste man dessen chemische Spuren im Lichtspektrum der Gashölle nachweisen - wozu aber erst die Instrumente der nächsten Generation, etwa das derzeit im Bau befindliche James-Webb-Weltraumteleskop, in der Lage sein werden [3].

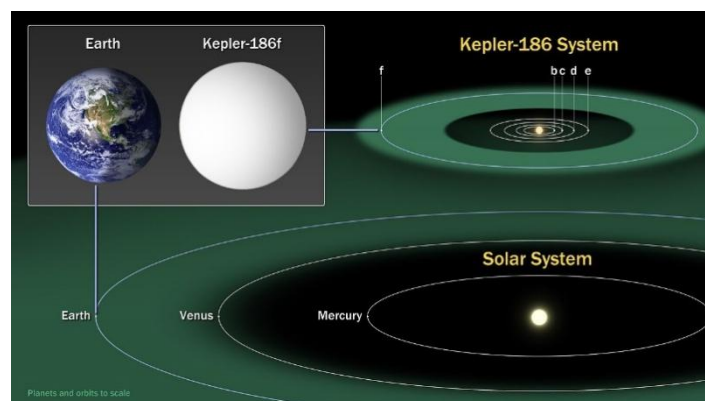


Abb. 4 - Kepler-186f im Vergleich zur Erde

Der neu entdeckte Planet mit dem Namen Gliese 581c (abb.3) sei rund 50 Prozent größer als die Erde und etwa fünfmal so schwer. Laut dem Modell der Forscher sollte der Planet entweder felsig oder von Ozeanen bedeckt sein - ideale Bedingungen für Leben [4].

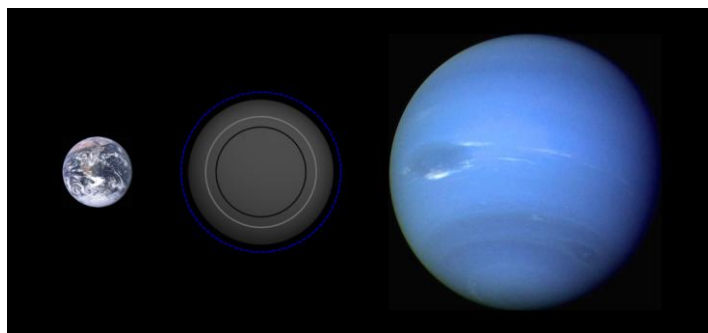


Abb. 3 - Die vermutete Größe von Gliese 581 c im Vergleich zur Erde (links) und Neptun (rechts)

Bei der Forschung von den Exoplaneten, die zu den Erdähnlichen Planeten gehört, gibt es sehr großes Potential in der Erschließung des Weltraums, weil diese Planeten in der Zukunft unser neues Haus werden können. Die weitere Erkundung von der Exoplaneten lässt uns über die strategischen Ressourcen, die Benutzbarkeit für das Leben und, vielleicht, außerirdischen Zivilisationen erfahren.

Quellenverzeichnis:

1. Sven Piper, Exoplaneten: Die Suche nach einer zweiten Erde, SpringerLink : Bücher, Springer-Verlag, 2014 – 178 s.
2. Erdähnlicher Planet entdeckt. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.sueddeutsche.de>, свободный. – Загл. с экрана.
3. Exoplanet Kepler-186f: Erdzwilling in lebensfreundlicher Zone entdeckt. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.spiegel.de>, свободный. – Загл. с экрана.
4. Leben im All: Ferne Hochdruckwelt gilt als neue zweite Erde. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.spiegel.de>, свободный. – Загл. с экрана.

Heart Condition Imaging with the Help of Hardware and Software Complex Based on the Cardiographic Equipment on Nanosensors

M. G. Grigoriev, B. S. Linhoboev, D. K. Avdeeva

Scientific Supervisor: Prof. D. K. Avdeeva, DSc

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: Mishatpu@mail.ru

The World Health Organization (WHO) published a report on non-communicable diseases that affect humanity. This report was based on the statistics resulting from the studies conducted by the health services from 193 countries. According to WHO, cardiovascular diseases (CVD) are the reason for 48% of deaths, various types of cancer – 21%, chronic respiratory diseases kill 12% of people and diabetes – 3%. In 2008, 36 of 58 million of deaths were caused by these diseases. Statistics shows that cardiovascular diseases affect young people more often. Heart diseases are diagnosed in 10% of population over the last 35 years. More than 5 million people were killed by CVD at the fairly young age. Among them, 22% were men and 35% were women in economically backward countries, and 8% of men and 10% of women in economically developed countries. In 2008, 1 million 232 thousand 182 people died of cardiovascular diseases (CVD) in Russia (Fig.1) [1-3].

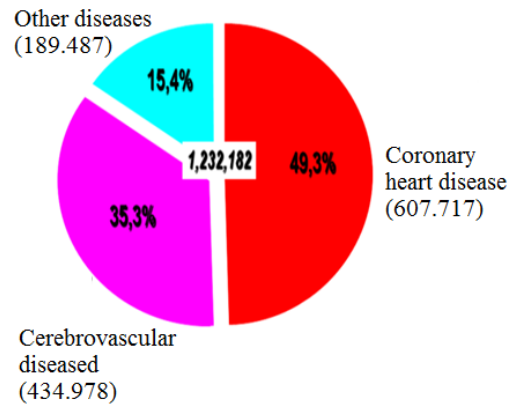


Figure 1 - WHO report on CVDs for 2008

Electrocardiography is a set of methods and techniques for recording and studying of electric fields generated by the heart during its work. Electrocardiography is an inexpensive but valuable diagnostics method in cardiology. The direct result of electrocardiography is an electrocardiogram (ECG). ECG is a graphic representation of difference of potentials, resulting from the heart work and projected on the body surface. Appearing at a certain moment of the heart work vectors of action potentials are averaged and recorded on the ECG. The first cardiographic studies were carried out in the late 19th century by the Scottish scientist Alexander Muirhead [4, 5].

In order to simulate the process of excitation propagation, one of the excitable medium models [6], a two-component FitzHugh - Nagumo model is suggested. This model includes a fast variable u , which corresponds to membrane potential in the full model, and a slow variable v .

$$\frac{\partial u}{\partial t} = C\varepsilon^{-1} \cdot \left(u - \frac{u^3}{3} - v \right) + \Delta u, \quad (1)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} = \varepsilon \cdot (u + \beta - \gamma), \quad (2)$$

where C , ε , β , γ , are model parameters, and ε parameter is assumed to be small: $\varepsilon \ll 1$. Communication between cells of the heart muscle is described by the diffusion terms in the equations, and the dynamics of a single cell – by the reactionary nonlinear terms of equations. After a series of experiments, the model parameters of the system were determined for better reflection of the cardiac muscle properties: $C = 1.0$, $\varepsilon = 0.1$, $\beta = 0.004$, $\gamma = 0.03$.

The proposed method of assessment of the patient's condition is based on the combined use of the methods of analysis, modeling and imaging of cardiographic information that allows combining the solutions of direct and inverse problems of electrocardiography within one examination. The main advantage of such a combination is the ability to use the modeling results for the analysis of patient's condition. A hardware and software complex is suggested to be developed, within the concept of assessing the condition of the cardiovascular system (CVS), on the basis of the laboratory No. 63 of the Institute of Non-Destructive Testing, in order to implement the modeling of heart excitation propagation. HSC operating procedure is shown in Figure 2.

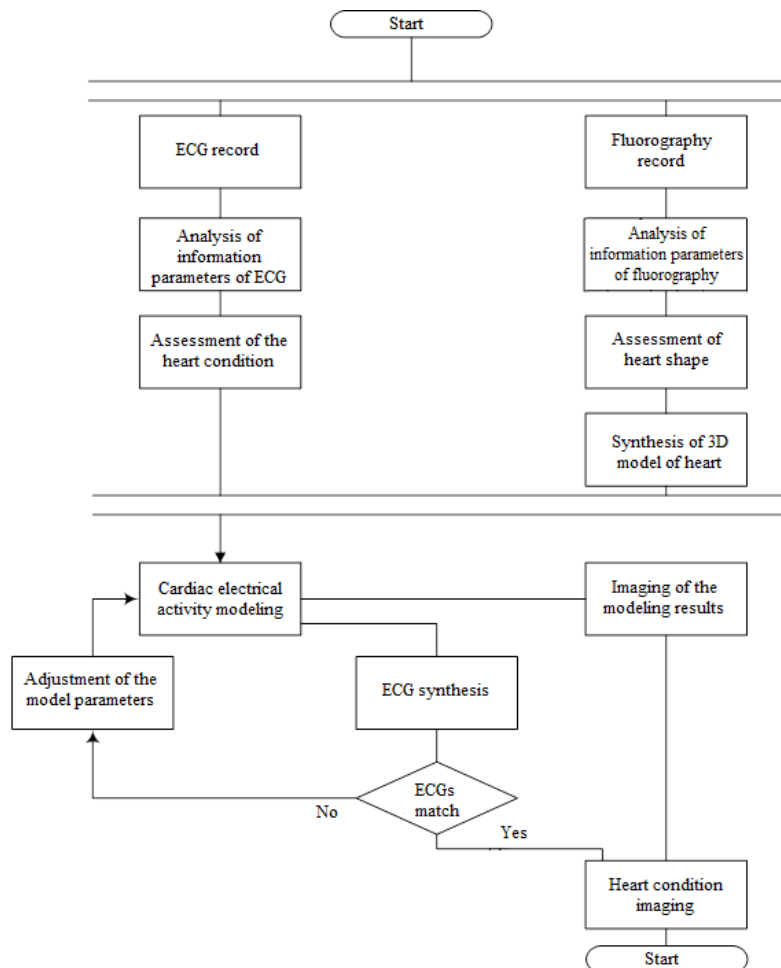


Figure 2 - Algorithm for simulation of heart condition imaging

The analysis of the algorithm shows that it includes the following stages:

- analysis of cardiographic information;
- modeling of CVS condition;
- imaging of CVS condition.

Graphical imaging of the excitation propagation over the surface of the patient's heart is made on the basis of the modeling results.

Use of the cardiac electrical activity model ensures the determination of the “electrical portrait” of the patient's heart during the cardiac cycle, which enables to identify the diagnostic features in the analysis of indirect parameters determined by simulating the electrical processes in the heart and the output data from the electrocardiograph on nanosensors.

Definitely, the successful implementation of a new methodological approach to the diagnostics of the patient's CVS requires in-depth basic and applied studies of a wide class of mathematical methods for the analysis and processing of cardiographic data, modeling and imaging of CVS condition, as well as clinical evidence.

References:

1. V. A. Baranov, D. K. Avdeeva, P. G. Pen'kov, M. M. Yuzhakov, I. V. Maksimov, M. V. Balahonova, M. G. Grigoriev, Structural approach to inverse problems of computerized diagnostics in cardiology // Modern problems of science and education, 2013. Vol. 50. (in Russian).
2. Cardiovascular diseases (CVDs) [Electronic source] – URL: www.who.int/mediacentre/factsheets/fs317/en/, free. – Caps. Screen.

3. Diseases which kill [Electronic source] – URL: <http://www.medicus.ru/fphysician/patient/bolezni-kotorye-ubivayut-34765.phtml>, free. – Caps. Screen.
4. Bor Kavcic, Electrodynamics of human heart, Seminar 1b-1. year, II. cycle program, University of Ljubljana Faculty of Mathematics and Physics, 2013.
5. Alexander Muirhead [Electronic source] – URL: en.wikipedia.org/wiki/Alexander_Muirhead, free. – Caps. Screen.
6. Yu. E. Yel'kin, The simplest models of excitable media, Mathematical cell [Electronic source] – URL: www.mathcell.ru/ru/obzors.shtml, free. – Caps. Screen.

Der Weltraummüll

Haidukova V.M.

Wissenschaftliche Betreuerin: Tarasova L.V., Doktor der Pädagogik,

Dozentin des Lehrstuhls für Feingerätebau

Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30

E-mail: vmh1@mail.ru

Seit dem Start des ersten Satelliten in eine Erdumlaufbahn haben Raumfahrtaktivitäten dazu geführt, dass eine Vielzahl von Objekten im Erdorbit zurückgeblieben ist. Ihre Anzahl steigt seither an. Dieser Weltraummüll ist ein unerwünschtes Nebenprodukt der Raumfahrt, weil er diese behindert, aber auch zu Schäden auf dem Erdboden führen kann [1].

Es ist wichtig ein besseres Verständnis der Situation und möglicher Auswirkungen auf Satelliten und die Erde zu erhalten. Deshalb fördert das Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) Raumfahrtmanagement im Rahmen des Programms "Raumfahrtsysteme und Robotik" Forschungsaktivitäten im Bereich Weltraummüll.

Weiterhin ist das DLR Raumfahrtmanagement aktiv in internationalen Gremien tätig die sich mit Fragestellungen rund um Weltraummüll beschäftigen. Ein Ziel dieses Engagements ist es, durch internationale Vereinbarungen Maßnahmen gegen die Erzeugung von Weltraummüll zu ergreifen.

Weltraummüll, im Englischen als "Space Debris" oder "Orbital Debris" bezeichnet, umfasst alle von Menschen produzierten Objekte die sich in einer Erdumlaufbahn befinden, aber keine Funktion erfüllen. Typische Beispiele für Weltraummüll sind ausgediente Raketenoberstufen und abgeschaltete Satelliten, aber auch das verlorene Werkzeug eines Astronauten gehört dazu. Zahlenmäßig den größten Beitrag machen jedoch Trümmerteile aus, die durch Explosionen, das Auseinanderbrechen von Raumfahrzeugen oder Kollisionen im Orbit entstehen [1].

Derzeit umkreisen etwa 16.000 erfasste und katalogisierte Teile die Erde in einer Umlaufbahn. Typischerweise haben diese Objekte einen Durchmesser von mindestens zehn Zentimetern. Anhand von Modellen, wie etwa dem in Deutschland entwickelten ESA-MASTER-Modell, schätzen Wissenschaftler, dass sich insgesamt etwa 750.000 Teile, die größer als ein Zentimeter und 150 Millionen Teilchen, die größer als ein Millimeter sind in der Erdumlaufbahn befinden [3].

Objekte mit einem Durchmesser von über zehn Zentimetern werden routinemäßig durch ein Netzwerk von Radaranlagen und Teleskopen vermessen und katalogisiert. Diese Überwachungsstationen werden von den USA betrieben. Mit der deutschen Großradaranlage TIRA in Wachtberg bei Bonn kann man sogar kleinere Trümmerteilchen bis zu einem Durchmesser von etwa zwei Zentimetern aufspüren. Solche Messungen werden benutzt, um statistische Modelle über die Anzahl der Kleinteile zu überprüfen. Denselben Zweck dienen Untersuchungen an Satelliten-Teilen, die zur Erde zurückgebracht wurden, wie beispielsweise vom Hubble-Weltraumteleskop. Auf diesen fanden sich zahlreiche Einschläge mikrometer- bis millimetergroßer Partikel [1].

Die Dichte des Weltraummülls im Erdorbit, also die Teilchenanzahl pro Kubikkilometer, ist sehr unterschiedlich. Dort, wo die meisten Raumfahrt-Aktivitäten stattfinden, entsteht auch der

meiste Weltraummüll. Die größte Dichte findet man deshalb in 800 bis 900 Kilometern Höhe. Dies sind Orbits, die häufig von Erdbeobachtungssatelliten, wie etwa dem europäischen Umweltsatelliten ENVISAT, benutzt werden. Die Internationale Raumstation ISS befindet sich auf einem niedrigeren Orbit in rund 350 Kilometern Höhe. Dort beträgt die Dichte des Weltraummülls weniger als ein Zehntel der Dichte in 900 Kilometern. Weltraummüll in solch niedrigen Orbits tritt auch relativ schnell wieder in die Erdatmosphäre ein und verglüht, so dass dort ein "natürlicher Reinigungseffekt" auftritt [2].

Die ISS ist so ausgelegt, dass sie Einschlägen von Weltraummüll-Teilen bis zu etwa einem Zentimeter Durchmesser standhalten kann. Tatsächlich hat man sogar bereits etliche kleinere Schäden von Einschlägen millimetergroßer Teile an der ISS feststellen können. Bei größeren Weltraummüll-Teilen, deren Bahnen bekannt sind, wird regelmäßig geprüft, ob diese eine Gefahr für die ISS darstellen. Wenn das Risiko einer Kollision zu groß wird, dann muss die ISS ein Ausweichmanöver durchführen. Solche Ausweichmanöver werden auch mit Satelliten wie ENVISAT oder den deutschen Radarsatelliten TerraSAR-X und Tandem-X, durchgeführt.

Insgesamt ist das Risiko für die Raumfahrt zurzeit noch nicht sehr groß. Häufig kommt es zu Einschlägen von Kleinstpartikeln (bis zu einem Millimeter Durchmesser) auf Satelliten, die jedoch keinen oder nur einen sehr geringen Effekt auf das Raumfahrzeug haben. Es sind aber bereits einige Kollisionen bekannt, bei denen es zu größeren Schäden im Weltraum kam. Das erste und bisher einzige Ereignis, in dem zwei noch intakte Raumfahrzeuge kollidiert sind, fand am 10. Februar 2009 statt. Der aktive amerikanische Satellit Iridium 33 kollidierte dabei mit dem abgeschalteten russischen Satelliten Cosmos 2251. Bis heute hat man fast 1700 Trümmerteile identifiziert, die bei dieser Kollision entstanden sind. Hinzu kommt noch eine Vielzahl von Kleinteilen, die nicht erfasst sind [2].

Die Verweildauer eines Objekts im Orbit hängt stark von der Bahnhöhe ab. Die Teile verlieren durch die Reibung an der dünnen Restatmosphäre der Erde an Höhe. Die Dichte der Erdatmosphäre nimmt aber mit steigender Bahnhöhe stark ab, so dass die Bremswirkung dort geringer wird. In 400 Kilometern Bahnhöhe bleibt Weltraummüll für etwa ein Jahr im Weltraum.

Ein Beispiel ist die Werkzeugtasche, die eine amerikanische Astronautin während eines Außeneinsatzes an der ISS am 18. November 2008 in etwa 350 Kilometern Bahnhöhe verloren hatte. Weniger als ein Jahr später, am 3. August 2009, trat das Objekt in die Erdatmosphäre ein und verglühte vollständig. Die Lebensdauer von Teilen in 800 Kilometern Bahnhöhe kann bereits 150 Jahre und mehr betragen [2].

Neben der Bahnhöhe gibt es noch weitere Faktoren, die sich auf die Lebensdauer auswirken. So beeinflussen Form und Gewicht eines Trümmerstücks den Bahnverlauf. Flache, dünne Teile treten schneller in die Erdatmosphäre ein als kompakte Objekte. Dies ist vergleichbar mit dem Wurf eines Blatts Papier. Versucht man einen Zettel zu werfen, so wird er sehr schnell durch den Luftwiderstand abgebremst und fällt zu Boden. Knüllt man den Zettel zusammen, so kann man ihn leicht einige Meter weit werfen. Das liegt daran, dass der zusammen geknüllte Zettel bei gleichem Gewicht einen viel geringeren Luftwiderstand hat [1].

Schließlich hat auch die Sonne Einfluss auf die Verweildauer im Orbit. Die Aktivität der Sonne ist nicht konstant, sondern nimmt in einem etwa elfjährigen Zyklus ab und wieder zu. Größere Sonnenaktivität führt dazu, dass sich die Erdatmosphäre weiter ausdehnt. Dadurch wird der Luftwiderstand der Atmosphäre größer und die Bahnhöhe von Weltraumtrümmern und Satelliten sinkt schneller ab. Dies führt auch dazu, dass in Zeiten starker Sonnenaktivität mehr Weltraummüll wieder eintritt als bei schwächerer Sonnenaktivität [2].

Wenn ein Satellit, eine Raketenoberstufe oder Weltraummüll in die Erdatmosphäre eintritt, verglühen - abhängig von Material und Struktur - in großen Höhen typischerweise 60 bis 90 Prozent ihrer Masse. Größere Teile, die den Wiedereintritt überstehen, können aber beim Auftreffen auf die Erdoberfläche zu Schäden führen. Trotz einer großen Zahl von Wiedereintritten - etwa 18.000 bis zum Jahr 2002 mit einer Gesamtmasse von etwa 27.000 Tonnen - wurden in dieser Zeit weniger als 250 Überreste gefunden. Da der Großteil der Erdoberfläche von Meeren bedeckt ist, sind dort wahrscheinlich auch die meisten Teile niedergegangen. Bei gesteuerten Wiedereintritten, wie zum

Beispiel von der russischen Mir-Station oder dem europäischen Raumfahrzeug ATV, wählt man einen Wiedereintritts-Korridor gezielt so aus, dass er über dem Meer liegt, um das Risiko für Schäden zu minimieren [3].

Soweit bekannt, ist bis heute noch niemand durch abstürzende Weltraumtrümmer zu Schaden gekommen.

Eine wichtige Maßnahme gegen Weltraummüll ist, ihn gar nicht erst entstehen zu lassen. Es besteht heutzutage internationale Einigkeit über die wichtigsten Maßnahmen zur Müllvermeidung. Dazu zählt unter anderem, Gefahrenquellen für unbeabsichtigte Explosionen zu beseitigen (beispielsweise Treibstoffreste aus Tanks entleeren), Raumfahrzeuge nicht absichtlich zu zerstören und die Aufenthaltsdauer in den für die Raumfahrt wichtigen Orbitregionen zu begrenzen. Außerdem sollen zukünftig nicht mehr unnötig Teile im Orbit freigesetzt werden. Ein Beispiel sind Schutzabdeckungen für empfindliche Satellitenkomponenten. Statt diese einfach abzutrennen, könnten sie mit einem Klappmechanismus konstruiert werden [3].

Das DLR ist aktiv in internationalen Gremien tätig, um an Maßnahmen zur Vermeidung von Weltraummüll zu arbeiten. Hierzu zählen unter anderem die Internationale Organisation für Normung (ISO) und der Ausschuss für die friedliche Nutzung des Weltraums der Vereinten Nationen (UNCOPUOS), sowie das "Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC). Letzteres ist ein internationaler Zusammenschluss von Raumfahrtagenturen, um aktuelle Forschungsergebnisse auszutauschen und Vermeidungsmaßnahmen zu erarbeiten. Das DLR stellt sicher, dass die dort beschlossenen Anforderungen bei aktuellen deutschen Projekten erfüllt werden.

Satellitenabstürze lassen sich heute nicht vermeiden. Es treten derzeit 60 bis 80 Tonnen Weltraummüll (Satelliten, Raketenoberstufen, Sonstiges) pro Jahr in die Erdatmosphäre ein. Bei stärkerer Sonnenaktivität steigt die jährliche Eintrittsrate etwas an. Technologien, um einzelne Satelliten einzufangen und kontrolliert zum Absturz zu bringen, befinden sich noch in der Entwicklung [3].

Frühestens in einigen Jahren ist mit ersten Demonstrations-Missionen zu rechnen, die zeigen sollen, dass ein solches Vorgehen grundsätzlich technisch machbar ist. Aber selbst wenn diese Technologien zur Verfügung stehen, wird man damit höchstens einige wenige Objekte gezielt wieder eintreten lassen können, nicht aber die große Masse der Satelliten und Raketenoberstufen.

Quellenverzeichnis:

1. Manuel Metz. Weltraummüll-Forschung. [Internet]. - http://www.dlr.de/rd/desktopdefault.aspx/tabid-2265/3376_read-5091/ свободный. – Загл. с экрана.
2. Weltraummüll. [Internet]. - <http://de.wikipedia.org/wiki/Weltraumm%C3%BCll> свободный. – Загл. с экрана.
3. Carsten Wiedemann. Weltraummüll - Erfassung und Analyse. [Internet]. - <http://www.dglr.de/?id=2469> свободный. – Загл. с экрана.

Weltraum-Mikrobiologie

Hudeeva K.A.

Wissenschaftliche Betreuerin: Tarasova L.V., Doktor der Pädagogik, Dozentin

Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30

E-mail: hudeeva@mail.ru

Die Bedingungen im All werden zur Erforschung grundlegender mikrobiologischer Fragen – Rolle der Schwerkraft, Wirkung kosmischer Strahlung, Transport zwischen Planeten – genutzt. Die Mikrobiologie kann zudem zur Raumfahrt beitragen, etwa in den Bereichen Kabinenhygiene und Lebenserhaltungssysteme.

Schon mit den ersten Satelliten schickten Wissenschaftler Mikroorganismen ins All. Während zunächst interessierte, ob und inwieweit sie in diesem extrem feindlichen Milieu überleben können, standen schon bald grundlegende biologische Fragen im Fokus. Beispiele sind Untersuchungen zur Rolle der Schwerkraft bei zellulären Prozessen, zur biologischen Wirkung der kosmischen Strahlung, zur oberen Grenze unserer Biosphäre und zum natürlichen Transport von Mikroorganismen zwischen den Planeten. Nicht zuletzt seit dem Auftreten von Schimmelbelag an den Wänden der Russischen Raumstation MIR sind Mikrobiologen auch bei der Kabinenhygiene und Versorgung der Astronauten gefordert.

Mikroorganismen als Reisende zwischen den Planeten

Die Vorstellung, dass Bakterien von einem Planeten zum anderen befördert werden können, erschien lange Zeit als Utopie, obwohl schon Lord Kelvin und später Svante Arrhenius über mögliche Transportmechanismen spekulierten [1]. Erst die Entdeckung von bis zu 100 Marsmeteoriten zeigte, dass unsere Planeten nicht isoliert durch das Weltall ziehen. Vermutlich schlugen Gesteinsbrocken oder Kometen auf einem Planeten wie dem Mars ein, wobei das herausgeschleuderte Gestein Fluchtgeschwindigkeit erreichen und somit den Planeten verlassen konnte. Sollten solche Gesteine von Mikroorganismen besiedelt sein – was auf der Erde in bis zu mehreren Kilometern Tiefe der Fall ist –, wäre damit ein Mechanismus gegeben, Mikroorganismen im herausgeschleuderten Gestein als blinde Passagiere auf eine Weltraumreise zu schicken [1].

Damit Mikroorganismen so von einem Planeten zum anderen gelangen, müssen sie drei kritische Phasen überstehen: Sie müssen ihren Heimatplaneten heil verlassen, die Weltraumreise unbeschädigt überleben, und die Landung sollte glimpflich verlaufen. Um dies experimentell zu testen, machte man sich die Weltraumtechnologie und geeignete Simulationsanlagen im Labor zunutze. Als biologische Testsysteme dienten Sporen von *B. subtilis*, die Flechte *Xanthoria elegans* und Zellen des Cyanobakteriums *Chroococcidiopsis*, die alle als äußerst widerstandsfähig gegenüber physikalischen Stressfaktoren bekannt sind.

Explosionskammern dienten dazu, die Bedingungen des Herausschleuderns so zu simulieren, wie sie von Marsmeteoriten ermittelt worden waren: Stoßwellen bis 50 Gigapascal mit schockartigen Temperaturanstiegen bis zu 350 °C. *B. subtilis*-Sporen sowie *X. elegans* trotzten diesen Bedingungen bis zu Stoßwellen von 40 Gigapascal, während *Chroococcidiopsis* Stoßwellen bis zu zehn Gigapascal nur teilweise überlebte [2]. Vor allem die DNA wurde geschädigt, wie Untersuchungen an Reparaturdefizienten *B. subtilis*-Sporen demonstrierten [3].

Weltraumexperimente zeigten, dass insbesondere die intensive Ultraviolett-Strahlung der Sonne, die im Weltraum ungefiltert einwirkt, *B. subtilis*-Sporen innerhalb weniger Minuten zu 100 Prozent inaktivierte [4]. Wirkungsspektren deuten darauf hin, dass auch hier die Schädigung der Sporen-DNA der Auslöser war. Allerdings reichten bereits wenige Millimeter einer Staubschicht aus, um die Sporen vor der schädlichen UV-Strahlung zu schützen. Bisher waren sechs Jahre die längste Zeitspanne, die Sporen nahezu unbeschädigt im Weltraum überstanden [4]. Kein anderer der bis jetzt im Weltraum getesteten Mikroorganismen zeigte sich ähnlich überlebensfähig wie diese Bakteriensporen. Die Sporenstruktur aus Exosporium, Sporenhüllen, Sporencortex und Sporenprotoplast (core) unterscheidet sich deutlich von derjenigen vegetativer Zellen. Im Sporenprotoplast befindet sich die sporenspezifische Dipicolinsäure (quervernetzt mit Ca²⁺-Ionen), die rund zehn Prozent des Trockengewichts der Spore ausmacht. Das Sporennukleoid, in ringförmiger (toroid), dehydratisierter A-DNA-Helix-Struktur, wird durch kleine säurelösliche Sporenproteine (small acid-soluble spore proteins, SASPs) und 3-PGA (3-phosphoglyceric acid), einen ATP-Vorläufer, stabilisiert. Die komplexe Bindung der SASPs an die Sporen-DNA gewährt einen wirksamen Schutz vor Schäden durch Strahlung, Chemikalien und andere physikalisch-chemische Faktoren.

Die sichere Landung auf einem anderen Planeten scheint kein Problem für die mikrobiellen „Tramper“ zu sein, da beim Eintritt durch die Atmosphäre nur die äußersten Millimeter eines Meteoriten verglühen, während im Innern die Kälte des Weltraums anhält.

Spielt die Schwerkraft bei mikrobiellen Prozessen eine Rolle?

Das Leben auf der Erde entwickelte sich unter der konstanten Einwirkung der Schwerkraft. In der Raumfahrt ist sie auf ein Minimum verringert (Schwerelosigkeit oder Mikrogravitation). Frühere Berechnungen ließen vermuten, dass Zellen erst ab einem Durchmesser von zehn Mikrometern auf die Mikrogravitation reagieren. Damit wären Bakterienzellen während eines Weltraumaufenthalts unbeeinträchtigt. Diese Vermutung widerlegten Weltraumexperimente [5]. Beispiele für beobachtete Veränderungen unter dem Einfluss der Mikrogravitation sind: verdickte Zellwände bei *Staphylococcus aureus*; erhöhte Biofilmbildung von *Pseudomonas aeruginosa*; veränderte Zellgröße und Schwärmen bei *Proteus vulgaris*; reduzierte Sporenkeimung und Differenzierungsfähigkeit von *Dictyostelium discoideum*; veränderte Phageninduktion in *Escherichia coli* und *Salmonella enterica* serovar Typhimurium; erhöhte Phosphataufnahme von *Saccharomyces cerevisiae*; beeinträchtigte Magnetotaxis von *Magnetospirillum magnetotacticum*; erhöhte Antibiotikaproduktion bei *Streptomyces spicatus*; veränderte Hyphenbildung von *Trichophyton terrestris*. Besondere Beachtung fand der Befund einer erhöhten Antibiotikaresistenz von *S. aureus* und *E. coli* unter Mikrogravitation. Genexpressions-Untersuchungen belegen Veränderungen im Genotyp von *S. typhimurium* sowie eine erhöhte Virulenz der „Mikronauten“ [4, 5, 6]. Letzteres könnte bei Langzeitmissionen eine erhebliche Gefahr für die Astronauten darstellen. Zum besseren Verständnis sind weitere Untersuchungen der molekularen genetischen und phänotypischen Reaktionen notwendig, vor allem der mikrobiellen Mechanotransduktion (Umwandlung von mechanischen Ereignissen in physiologische Antworten). Noch ist ungeklärt, welche Mechanismen die beobachteten Veränderungen auslösen. Eventuell spielen indirekte Effekte eine Rolle, wie reduzierter Transport von Nahrung und Ausscheidungen in der Umgebung der Zelle.

Mikroflora in der Raumkapsel

Langzeitaufenthalte des Menschen in der geschlossenen Raumkapsel führen dazu, dass sich aus den mitgeschleppten Mikroorganismen eine eigene Mikroflora entwickelt. Dies kann zu verschiedenen Auswirkungen auf die Gesundheit der Astronauten haben – insbesondere, wenn sich ihre Zusammensetzung unter den Bedingungen des Weltraumflugs weiter verändert –, zum anderen können entstehende Biofilme zu Materialschäden, vor allem in der Elektronik der Raumkapsel führen [4]. Hier ist die Mikrobiologie gefordert, Maßnahmen zur Kabinenhygiene zu entwickeln und umzusetzen.

Künftige Aufgaben für die Weltraum-Mikrobiologie

Bei der weiteren Erkundung unseres Sonnensystems werden Astronauten zunehmend zum Einsatz kommen. Neben der erforderlichen Kabinenhygiene stellen sich für die Mikrobiologie weitere Aufgaben, etwa der Einsatz von Mikroorganismen bei Lebenserhaltungssystemen, insbesondere bei der Wasseraufbereitung, Lüfterneuerung, Abfallbeseitigung sowie eventuell bei der Herstellung von Vitaminen. Auch der Kontaminationsschutz der zu besuchenden Planeten, beispielsweise vor unerwünschter Einschleppung von Erdkeimen, ist Aufgabe der Mikrobiologie. Hierzu hat das internationale Weltraumkomitee COSPAR (Committee on Space Research) in Zusammenarbeit mit Mikrobiologen Richtlinien entwickelt.

Die Frage, ob und wo sich außerhalb unserer Erde noch Leben entwickelt hat, ist eine der Triebfedern bei der Erkundung unserer Nachbarplaneten. Kandidaten sind vor allem Mars und der Jupitermond Europa. Welche Umweltkriterien sind erforderlich, damit sich Leben, so wie wir es kennen, entwickeln kann? Antworten hierzu kann die Mikrobiologie liefern, vor allem aus Feldstudien an mikrobiellen Gesellschaften unter Extrembedingungen.

Quellenverzeichnis:

1. Nicholson WL (2009) Alte Micronauts: interplanetare Transport von Mikroben durch kosmische Einflüsse. *Trends Microbiol* 17:243–250.

2. Horneck G, Stöffler D, Ott S et al. (2008) Mikrobielle Rock Einwohner überleben Auswirkungen und Auswerfen von Host Planeten: erste Phase Lithopanspermie experimentell getestet. *Astrobiologie* 8:17–44.
3. Moeller R, Horneck G, Rabbow E et al. (2008) Die Rolle der DNA-Schutz und die Instandsetzung des Widerstands von *Bacillus subtilis* Sporen zu Ultrahochdruckstöße simuliert Geschwindigkeitsbeschleuniger Auswirkungen. *Appl Environ Microbiol* 74:6682–6689.
4. Horneck G, Klaus DM, Mancinelli RL (2010) Raum-Mikrobiologie. *Microbiol Rev Mol Biol* 74:121–156.
5. Nickerson CA, Ott CM, Wilson JW et al. (2004) Mikrobielle Antwort auf Mikrogravitation und anderen scherarme Umgebungen. *Microbiol Rev Mol Biol* 68:345–361.
6. Wilson JW, Ott CM, Höner zu Bentrop K et al. (2007) Raumfahrt verändert bakteriellen Genexpression und Virulenz und offenbart eine Rolle für den globalen Regulator Hfq. *Proc Natl Acad Sci USA* 104:16299–16304.

Refractory Materials for Space Power Systems

Indygasheva N.S.

Scientific advisor: Ivanova V.S., PhD, associate professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: INelyaS0810@mail.ru

Refractory alloys and metals engage the attention of interrogator because of their great properties and promising practice usefulness. Properties of refractory metals, such as molybdenum, tantalum and tungsten, their strength, and resistance to high temperatures makes them suitable material for hot metal working and applications for vacuum furnace. Many special applications operate these properties: for example, tungsten filament lamps operate at temperatures up to 3073 K and molybdenum furnace windings can withstand up to 2273 K. However, poor low-temperature processability and extreme oxidation at elevated temperatures deficit the most refractory metals. Cooperation with the environment can significantly affect their high-temperature creep. The use of these metals require a protective atmosphere or coating. Refractory metal alloys of molybdenum, niobium, tantalum and tungsten are used in space nuclear power systems. These systems were designed to operate at temperatures from 1350 K to 1900 K. the environment does not have to cooperate with the material in question. Liquid alkali metals as coolants are used, as well as ultra-high vacuum. High temperature creep of alloys should be limited in their use. On creep should not exceed 1-2%. Additional complexity in the study of creep of refractory metals is the interaction with the environment, which can have a significant effect on the creep behavior [1].

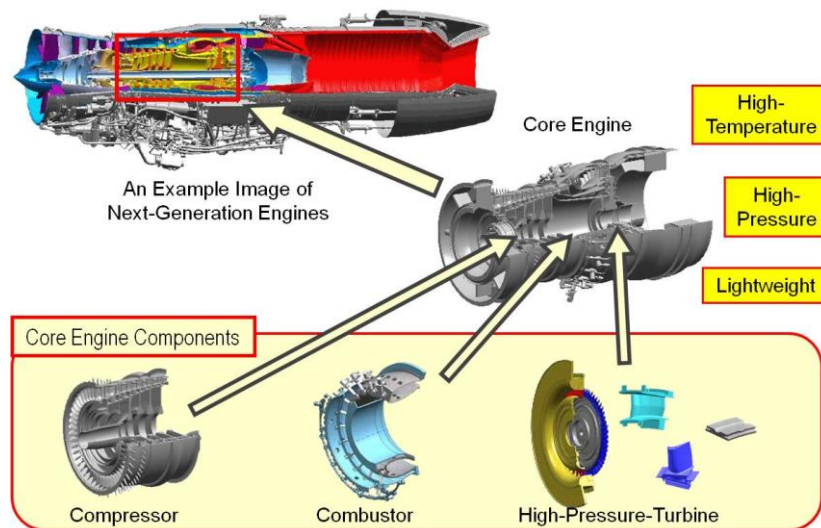


Figure 1 – Space power demonstrator engine

Refractory metals are a class of metals that are highly resistant to heat and wear. They include five elements: niobium, molybdenum, tantalum, tungsten and rhenium. They all have some properties, including melting point above 2000 °C and high temperature hardness. They are chemically inert and have a relatively high density. The high melting point make a powder metallurgy method for manufacturing parts made of these metals. Some of their applications include tools for machining of metals at high temperatures, wire, thread, mold, chemical reactions and vessels operating in aggressive environments. Partly because of its high melting point refractory metals resistant to creep at very high temperatures.

Refractory metals show a wide variety of chemical properties because they were members of three different groups in the periodic table. They are easily oxidized, but this reaction is slowed down in the bulk metal due to the formation of a stable oxide layer on the surface. However, poor low-temperature processability and extreme oxidation at elevated temperatures disadvantages of the most refractory metals. Interaction with the environment can significantly affect their high-temperature creep. The use of these metals require a protective atmosphere or coating.

Refractory metals are used in lighting, tools, lubricants, control rods of nuclear reactions, catalysts and chemical and electrical properties. Because of their high melting refractory metal components are never made by casting. The powder metallurgy process is used. Pure metal powders is compacted, heated by an electric current, and further fabricated by cold working with annealing steps. Refractory metals can be introduced wire, ingots, bars, sheets or foils. Refractory metal alloys of molybdenum, niobium, tantalum and tungsten are used in space nuclear power systems. These systems were designed to operate at temperatures from 1350 K to 1900 K. the environment should not interact with the material in question. Liquid alkali metals as coolants are used, as well as ultra-high vacuum [2].

- Molybdenum is used to make alloys. It is used in steel alloys to increase strength, hardness, electrical conductivity and resistance to corrosion and wear. These ‘moly steel’ alloys are used in parts of engines. Other alloys are used in heating elements, drills and saw blades [4].

- Tungsten has the highest melting point of all metals and is alloyed with other metals to strengthen them. Tungsten and its alloys are used in many high-temperature applications, such as arc-welding electrodes and heating elements in high-temperature furnaces [4].

- Niobium is used with iron and other elements in stainless steel alloys and also in alloys with a variety of nonferrous metals, such as zirconium, Niobium alloys are strong and are often used in pipeline construction. The metal is used in superalloys for jet engines and heat resistant equipment. Niobium is also used for jewelry. At cryogenic temperatures, niobium is a superconductor [5].

- Tantalum is used to make components for chemical plants, nuclear power plants, airplanes and missiles. Tantalum does not react with bodily fluids and is used to make surgical equipment. Tantalum also does not irritate the body and is used to make surgical sutures as well as implants, such as artificial joints and cranial plates. Tantalum is alloyed with steel to increase steel's ductility, strength and melting point [6].

- Rhenium is used as an important component in superalloys for blades in turbine engines and this is the major use today. Rhenium is an ideal metal for use at very high temperatures, which makes it suitable for rockets motors. Rhenium is added to tungsten and molybdenum to form alloys that are used as filaments for ovens and lamps. It is also used in thermocouples which can measure temperatures above 2000 C, and for electrical contacts which stand up well to electric arcs [7].

Refractory metal alloys of molybdenum, niobium, tantalum and tungsten are used in space nuclear power systems. These systems were designed to operate at temperatures from 1350 K to 1900 K. the environment should not interact with the material in question. Liquid alkali metals as coolants are used, as well as ultra-high vacuum. High temperature creep of alloys should be limited in their use. On creep should not exceed 1-2%. Additional complexity in the study of creep of refractory metals is the interaction with the environment, which can have a significant effect on the creep behavior.

References:

1. Refractory metals. [Electronic resource] URL: http://en.wikipedia.org/wiki/Refractory_metals, free.
2. Joseph R. Stephens, Donald W. Petrusek, and Robert H. Titran Lewis Research Center Cleveland, Ohio. Refractory Metal Alloys and Composites for Space Power Systems. Prepared for the Spring Meeting of the Materials Research Society Reno, Nevada, April 4-9, 1988. URL: <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA425543>(дата обращения 16.03.2015).
3. Combustion joining of refractory materials: Carbon-carbon composites Jeremiah D.E. White Department of Chemical and Biomolecular Engineering, University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana 46556 Allen H. Simpson Honeywell Aerospace, South Bend, Indiana 46628 Alexander S. Shteinberg ALOFT, Berkeley, California 94708 Alexander S. Mukasyana) Department of Chemical and Biomolecular Engineering, University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana 46556 (Received 18 July 2007; accepted 20 September 2007) URL: http://www3.nd.edu/~amoukasi/JMR_2.pdf (дата обращения 15.03.2015).
4. Periodic Table. [Electronic resource] - URL: <http://www.rsc.org/periodic-table/element>, free.
5. Chemicool [Electronic resource] - URL: <http://www.chemicool.com/elements/niobium.html>.
6. Science Education. [Electronic resource] - URL: <http://education.jlab.org/itselemental/ele073.html>.
7. Lenntech. [Electronic resource] - URL: <http://www.lenntech.com/periodic/elements/re.htm>.

Methods and Technologies for Crafting of Printed Circuit Boards which Works in Space

Isaychenko V.I.

Scientific advisor: Ivanova V. S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: vadisay@gmail.com

Each artificial satellite have a lot of electronics. The term "electronics", is determinate such as the set of components placed on the plate [1]. This plate is called a printed circuit board. Printed circuit boards for electronics space are more precise execution and special manufacturing techniques. Example of a printed circuit board for the spacecraft is shown in Figure 1.

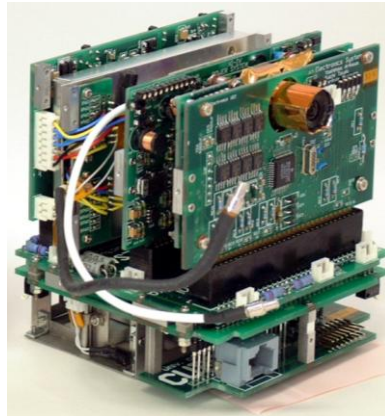


Figure 1 - Example of a printed circuit board for the spacecraft

For higher power density of power electronics converters, the integration of passive into the printed circuit board (PCB) is a low cost and integral manufacturing approach. The configuration and manufacturing processes of the passive substrate are described. As an example, a 3.3V/20A output non-isolated synchronous buck DC-DC converter with 500 kHz switching frequency is designed and manufactured using the passive substrate that functions as the inductor. The electrical design and power loss analysis of the passive substrate are illustrated. The thin converter, better thermal performance and high power density can be achieved.

For high frequency modules via hole metallization method is used. The vias are drilled in polyimide/copper (PI/Cu) flexible printed circuit boards (PCBs) using KrF excimer pulses, and then pre-metallized using a scanned Ar⁺ laser. In the premetallization step, a thin (20–50 nm) and narrow (2–10 μm) palladium layer is deposited on the polyimide-covered side of the PCB and on the wall of the vias using the laser-induced chemical liquid-phase deposition method. After the pretreatment, the Pd covered holes are immersed into a Cu electroless plating bath. Plated copper vertical and horizontal interconnects are analyzed by optical microscopy, focused ion beam, profilometry and resistivity measurements. The results show that the copper deposits formed on the pre-metallized surface of PCBs have high chemical purity, excellent adhesion and almost bulk conductivity, but, so far, due to unclear reasons, high through hole resistance Figure 2. Preliminary results were presented regarding the laser-assisted drilling and metallization of via holes in flexible, 75 μm thick (20 μm Cu, 55 μm PI) PCB sheets. Vias with diameters of 20–60 μm at the entrance of a 15° tilting of wall were generated using an ablation procedure in vacuum with subpicosecond excimer laser pulses. An Ar⁺ laser-induced chemical liquid-phase deposition of a thin palladium film was executed to obtain locally-sensitive areas on the PCB (via holes and links) for further electroless copper plating. A several minute-long electroless copper bath on the sensitized PCB resulted in 0.2–0.5 μm thick copper plating on the pre-metallized areas of the PCB including both via walls as well as the surface interconnects. The measured resistance values of the vias were higher than expected. Further experiments are still needed to make the physical parameters of the vias better (reduction of size, resistance and losses).

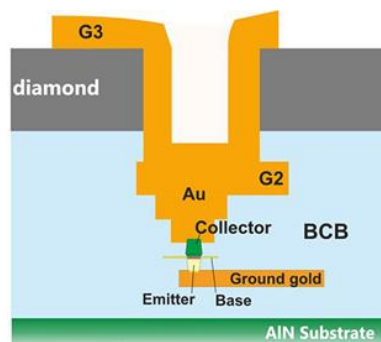


Figure 2 - Hole metallization method

Pd deposition process, the focused laser beam acts as the micro-reactor at the interface between the solution and polymer surface. The character of the chemical reaction that yields a metallic palladium film deposit on the polyimide from the palladiumamine/formaldehyde system is not precisely known. In the control experiments, where the temperature of the palladium-amine/formaldehyde solution was raised over 60°C, a black colloidal precipitation (Pd and PdO) was observed in the liquid media but not on the surface of the polymer or the test-tube. In the case of the laser-assisted process, a gray, mirror-like, metallic thin film of palladium was formed on the substrate, so the reaction appears to be photolytic. The incident beam is not orthogonal to the surface (the angle of incidence is approximately 15° as seen in Fig. 4), when it passes through the cone-like via, and the deposition of the Pd is attained as well in the case of normal incidence to the surface. The formation of deposits is uniform over the entire surface inside of the via hole (Figure 3).

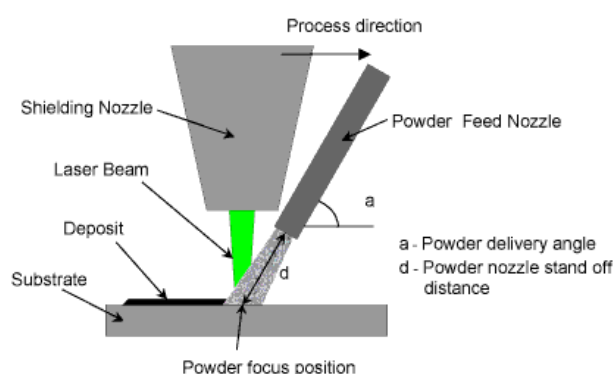


Figure 3 - Pd deposition process

ESSENTIAL parameters needed for the efficient design of integrated microwave circuits are dielectric properties, the degree of passive intermodulation, and the microwave copper resistance of the printed-circuit-board (PCB) substrate on which the active elements are mounted. As components are increasingly miniaturized and frequencies increased, the need for accurate dielectric measurements of low-loss substrate materials increases. The properties of these materials should be known over a wide temperature range.

Polychlorinated biphenyls (PCB's), similar in structure and effects to certain chlorinated hydrocarbon pesticides have been found in ecosystems of Britain, northern Europe, and in several sections of the United States. PCB's employed as plasticizers, dielectrics, and heat transfer fluids have grown in use since the forties in a manner somewhat paralleling DDT. Additionally PCB's have been shown to be powerful inducers of hepatic enzymes as well as inhibitors of the carbonic anhydrase system essential to calcium deposition in egg shell production. These factors alone emphasize urgency in the further investigation of PCB distribution in the global environment,

primary sources of release and effects on basic food systems of which marine diatoms play an important part. Because previous work had shown *Cylindrotheca closterium* to be capable of absorbing, concentrating, and metabolizing DDT, similar work was undertaken with the organism and PCB. Figure [4].

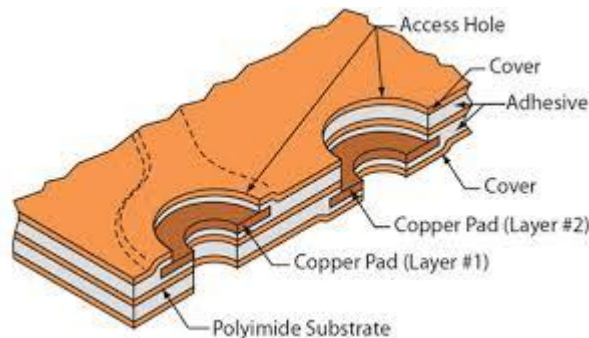


Figure 4 - Polychlorinated biphenyls (PCB's)

Thus, the critical aspects and characteristics to be kept in mind while designing and manufacturing PCBs destined for use in space products were discussed. It is shown that used systems are of national importance, and that they also have the potential to cause destruction to human life or property.

References:

1. [Электронный ресурс] - URL: <http://www.madehow.com/Volume-2/Printed-Circuit-Board.html>, свободный.
2. [Электронный ресурс] - URL: http://en.wikipedia.org/wiki/Printed_circuit_board, свободный.
3. [Электронный ресурс] - URL: <https://escies.org/#&panel1-1>, свободный.
4. [Электронный ресурс] - URL: <http://www.nasa.gov/connect/social/index.html#.VP3VjfmsUmM>, свободный.
5. [Электронный ресурс] - URL: <https://www.protoexpress.com/pcb-products-services>, свободный.

Quality in the Space Instrument

Kalaeva D.S., Nikolskaya Y.V.

Supervisor: Kuimova M.V., Ph.D.

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: kalaeva.darya@mail.ru

The improvement of the efficiency of Space engineering in Russia is one of the challenging tasks. Nowadays people work on various significant projects (such as “Audit of Projects”, “Products and Marketing”, “Business systems”, “Technology”, “Automation” and “Quality”) aimed at the improvement of the quality of space instrument-making. Space instrument-making is a large-scale project for the integration of intellectual and industrial resources. It is implemented on the basis of “Russian Space Systems” (RSS) [1].

Today any company involved in instrument-making has not only a comprehensive range of basic technology and equipment, but also the traditions of high quality instrument-making for space

electronic systems and the systems of communication, navigation, telemetry, control, remote sensing, surveying and ground control facilities of rocket and space technology for dual purposes.

Specialized products are designed for long life in harsh conditions of space and meet the high requirements of reliability and quality. The production is certified based on GOST ISO 9001-2011.

Russian space becomes different. Roscosmos and URSC have started the system modernization of the industry. They audit all important projects and fill in the competency matrix. This matrix is formed due to the specialization of each company closely connected with spacecrafts, carrier rockets, etc. They also make marketing audit, study business models and estimate the economy. Moreover, they carry out the audit of the management arrangements, technology and quality [2].

URSC is forming a new system of quality assurance in outer instrument-making. In particular, URSC is going to avoid the system of quality assurance which is achieved by the control of the final product, and proceed to the quality assurance in production processes.

References:

1. The improvement of the efficiency of Space engineering in Russia [electronic resource] – URL: <http://rkp.mnikp.ru/product.htm> (accessed March 17, 2015).
2. Russian space becomes different [electronic resource] – URL: http://vpk.name/news/125655_generalnyii_direktor_oao_rks_andrei_tyulin_reshaem_ambicioznuyu_zadachu_postroit_konkurentosposobnoe_obedinenie_mirovogo_urovnya_v_segmente_kosmicheskogo_priborostroeniya.html (accessed March 17, 2015).

Linde's Chaotic Inflation model of the Universe

Kirov I.V.

Supervisor: Shepetovsky D.V., Senior Lecturer

Tomsk Polytechnic University, 634050, Russia, Tomsk, Lenin avenue, 30

E-mail: kyrow95@mail.ru

Physical cosmology is the study of the largest-scale structures and dynamics of the Universe and is concerned with fundamental questions about its origin, structure, evolution, and ultimate fate. [1]. Dramatic advances in observational cosmology since the 1990s, including the cosmic microwave background, distant supernovae and galaxy redshift surveys, have led to the development of a standard model of cosmology. Linde's Chaotic inflation model is one of several cosmological models that awaits to be supported or refuted by evidence.

Prior to the inflation scenario there was no reason to believe that the world is highly heterogeneous on a large scale. On the contrary, astronomers say that the scale $\sim 10^{28}$ sm. observable universe heterogeneity $\delta\rho/\rho \sim 10^{-4}$, and they are small. The Inflation Model implies that the observable universe is but a tiny fraction of the world as a whole and the question of uniformity of the Total Universe becomes more complicated. The theory of inflation states that there are domain walls and the Universe as a whole is absolutely heterogeneous. Consider the behavior of a scalar field ϕ in the chaotic inflation scenario (CXP) in the model $V(\phi) = (\lambda\phi^4)/4$. A characteristic time:

$$\Delta t \sim H^{-1} \sim M_P/(\lambda^{1/2}\phi^2) \Rightarrow H^2 \propto (\lambda\phi^4)/M_P^2$$

homogeneous field ϕ due to expansion of the universe is reduced by the amount of

$$\Delta\phi = (M_P^2)/(2\pi\phi) .$$

On the other hand for Δt due to quantum fluctuations generated field inhomogeneity ϕ with wavelength $l \sim H^{-1}$ and with an average amplitude $\delta\phi \sim H \sim (\lambda^{1/2}\phi^2)/M_P$.

Hubble's law: $v = Hl = 1 = c = l/(\Delta t) \Rightarrow l \sim \Delta t \sim H^{-1}$

Equating $\Delta\phi = \delta\phi$, find ϕ^* : $\phi^* = \lambda^{-1/6}M_P$.

If $\varphi \ll \varphi^*$, influence of quantum fluctuations φ immaterial $|\delta\varphi| \ll \Delta\varphi$ and vice versa if $\varphi \gg \varphi^*$ quantum fluctuations are important. If $\varphi \rightarrow \infty$ $\delta\varphi_{\text{KB}} \rightarrow \infty$, $\Delta\varphi \rightarrow 0$.

Consider the domain size of the inflationary universe $\delta l \sim H^{-1}$, containing the field $\varphi \gg \varphi^*$

Swelling in this region is independent of what happens in other areas. Field in these areas has a high degree of homogeneity, as initial heterogeneity decreased due to inflation, and the new heterogeneity have a wavelength greater than H^{-1} , \Rightarrow they are beyond the horizon. A characteristic time $\Delta t \sim H^{-1}$, linear dimension of the region will increase e-fold, the volume increases by $e^3 \approx 20$ times. The old region can be divided into 20 sub-regions with a size $r_{\text{top}} \sim H^{-1}$. Moreover, these 20 mini universes (CF) are not causally connected, one universe has generated 20 mini universes which from this point on developed independently. Quantum fluctuations are large, thus the field increases in a half of these mini universes, then the process will be repeated. In this case, the full volume of the grand universe, occupied by the ever-growing field φ , is growing exponentially. It turns out that in a finite time the field in such areas will become infinite, the expansion stops and the areas will return to the state of the quantum Planck foam. Indeed, in some areas of the field φ growing every time $\delta\varphi \sim H \Delta t \sim H^{-1}$.

The growth rate of φ : $d\varphi/dt \approx (\delta\varphi_{\text{KB}})/\Delta t = H/(H^{-1}) = H^2 \propto V(\varphi)/(M_P^2) \propto (\lambda\varphi^4)/(M_P^2)$

$d\varphi/dt = \lambda_0\varphi^4$. $\lambda_0 \int dt = \int \varphi^{-4} d\varphi$, $\lambda_0 = \text{const}$, $\lambda_0 t = (\varphi^{-3})/(-3) + (\varphi_0^{-3})/3$.

Multiply it by 3: $\varphi^{-3} = \varphi_0^{-3} - 3\lambda_0 t$. If the right-hand side is zero, $\varphi = +\infty$. $\varphi_0^{-3} - 3\lambda_0 \tau = 0 \Rightarrow \tau = (\varphi_0^{-3})/(3\lambda_0) = (M_P^2)/(\lambda\varphi_0^3)$.

During τ field φ becomes infinite, in fact, the field reaches a value such that the inflation ceases, as τ through this universe will be the Planck density, that is, return to a state of "quantum foam."

But fluctuations φ lead not only to the formation of mini universes with $\varphi \gg \varphi^*$, but also areas with $\varphi \ll \varphi^*$. Such areas and give rise to enormous relatively homogeneous expanding mini universes, one of which we are.

It is believed that the most natural initial conditions $\varphi \sim \lambda^{-1/4} M_P \gg \varphi^* = \lambda^{-1/6} M_P$, ($\lambda \sim 10^{-12}$), that is, the field is strong. This mini universe generates more and more flared mini universes endlessly! [2].

In many Universes there is a very strong field, others are characterized by the weak one. \Rightarrow The whole universe as a whole never collapses, even if closed! The whole universe as a whole will never turn into "nothing" (Space Vacuum). And there is no reason to expect that before in a single moment $t=0$ was a global singularity. Thus, the entire grand universe never collapses. It does not mean that there are no singularities in the universe, on the contrary, much of the volume of the universe at any time is in the singular quantum foam (but the density there is still less than infinity). But different regions of the Universe reach the singularity state at different times and there is no single end of time, only perhaps, a single start time t for the whole of the universe is not. Zel'dovich and Novikov earlier emphasized that unified start and end t for the whole universe cannot exist simultaneously, if the universe is Friedmann-local, but globally heterogeneous then it is a quasi-homogeneous universe. [3] The only explanation for the uniformity of the observable universe is associated with the scenario of inflation. \Rightarrow The whole universe in a very large scale is absolutely homogeneous: from 10^{-29} g/cm^3

to $\rho_P \sim 10^{94} \text{ g/cm}^3 \Rightarrow$ unified start and end of World Total no!

To prove or disprove this theory we need to detect abnormalities of the cosmic microwave background. There is a standard, classic set of anomalies that exists in the cosmic microwave background, basically they are all associated with low harmonics. The proof of the theory would be detection of a "cold spot" anomaly. There is a Relict cold spot or Eridanus Supervoid region in the constellation Eridanus with an unusually low microwave radiation and large size compared with the expected properties of the relict radiation. Relict cold spot is some 70 mK cooler than the average background temperature (about 2.7 K) [4]. This supervoid conditionally which occupies a plot of

the sky in the Eridanus constellation, presumably lacks not only the usual matter, but the notorious dark matter as well. In other words, the main physical component of the Eridanus Supervoid is this elusive dark energy (the vacuum of space, pervasive ultra-weak field).

We may detect this anomaly by using the NASA spacecraft - Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP) or by using the interferometer VLA, the so-called New VLA Sky Survey, where we see a hole in the distribution of radio sources, another hole in the distribution of the microwave background radiation. This anomaly can be detected from the surface of the Earth and from space. To detect from Earth the components of the National Radio Astronomy Observatory were used, in particular interferometers, which are located in the plains of San Agustin. To detect "cold spots" from space probes used WMAP and Planck unit. Modern interferometers are clocked at 74 MHz to cover the 50 GHz [5]. Increase in frequency coverage to hundreds of GHz can allow us to explore this anomaly in more detail and to detect new, previously inaccessible anomalies. To achieve this it is necessary to increase the resolution of the interferometer $\sim \lambda/D$, and the wider is the baseline, the better it is. You can display the interferometer in space and receive: optical images of galaxies and quasars with a resolution of hundredths and thousandths of a second of arc, increased by several orders of accuracy mutual angular distances of stars, implement measurement of small parallaxes of stars. You can also increase the performance of these devices, raising them to a higher altitude above sea level, at the moment this is the height of 2124 m.

To prove that the findings in Eridanus Supervoid support supporting the theory we need to use the method of finding the voids, and in particular VoidFinder Algorithm. To carry out this analysis, it is necessary to calculate the density of space in the area enclosed in a spherical radius of 2 neighboring galaxies. In the void boundaries are different and are determined by the average density of the space outside the walls of the density reaches 100%, which will allow us to identify the void's boundary, the between the two universes. To improve the performance of the algorithm, it is necessary to provide it with accurate data. To improve the accuracy of the data we need to build interferometers with a larger base distance. Most basis currently stand at 4405 km, a distance allowing to receive data from both the radio and optical telescopes in high-resolution and speed of gravity experiments use an interferometer composed of a Spektr-R space telescope and ground-based radio telescopes. The next step in is moving of radio telescopes that make up the interferometer beyond Earth, preferably in the geostationary orbit at an altitude of 390,000 km, which will provide a tenfold increase of base. Space-based interferometers are the future of Space Instrument and will help us learning more about the Universe, its structure and history.

References:

1. Physical_cosmology [Electronic resource] - URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Physical_cosmology, свободный. – Загл. с экрана.
2. Линде А.Д. Физика элементарных частиц и инфляционная космология. – М.: Наука Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 280 с.
3. Зельдович Я. Б., Новиков И. Д. Строение и эволюция Вселенной. – Наука, 1975.-731с
4. Eridanus Supervoid [Electronic resource]: Режим доступа: <http://ru-cosmos.livejournal.com/1207780.html>, свободный.-Загл. с экрана.
5. Томпсон Р., Моран Дж., Свенсон Дж. Интерферометрия и синтез в радиоастрономии / Под ред. Л. И. Матвеевко. — М.: Мир, 1989. — 568 с. — 1220 экз.

Alexei Leonov. Half a Century since the First Spacewalk of Human

Kolomeytsev A.A.

Supervisor: Anna G. Sondor, lecturer, Department of Foreign Languages Institute NDT

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: aak65@tpu.ru

50 years - so many years have passed since one of the most important events in the history of space exploration and of our country. March 18, 1965 Cosmonaut Alexei Leonov became the first human to walk in space.

When you watch fantastic films about space, it rarely leaves a deep feeling of reliability, solidity of these space ships and stations. Everything is shown very massive: thick multilayer cladding, automatic doors.

But when you look at the pictures and drawings of these ships, and, especially, older design, the hair on your head stand on end. How to on it at all is possible to fly, to say nothing of space? And what you need to have the courage to entrust their lives to this fragile, close structure?

Here's how to look "Voskhod-2"(Fig. 1), where cosmonauts Alexei Leonov and Pavel Belyaev went to the flight.

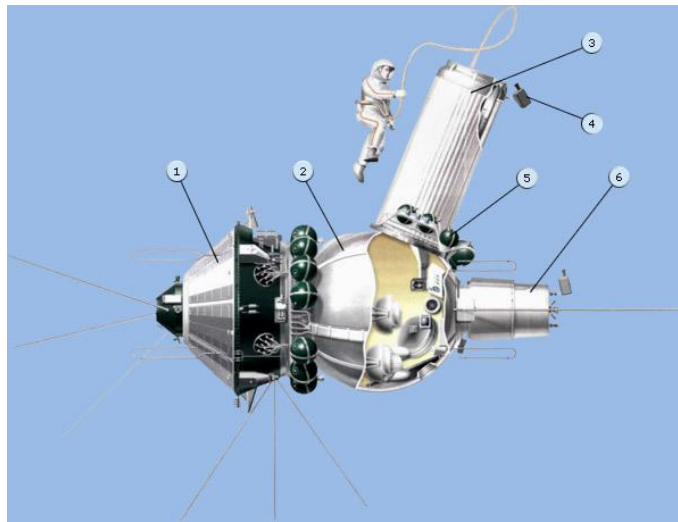


Figure 1 - The Soviet spaceship "Voskhod-2"

1. instrumentation equipment compartment
2. descent vehicle
3. sluiice chamber inflated
4. Imaging Camera spacewalk
5. System of pressurization sluiice chamber
6. Duplicate of brake propulsion.

This silver corrugated cylinder is inflatable sluiice chamber (Fig. 2). Can assess how tightly as it was in the sluiice (internal diameter in the inflated condition - 1 m, length - 2.5 m), and in the ship [1].

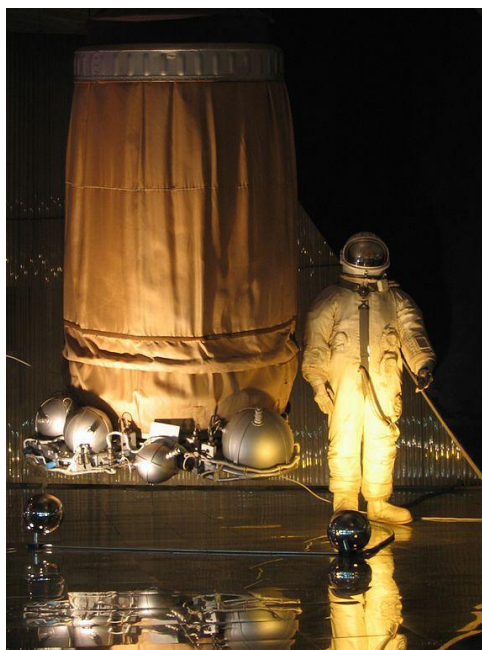


Figure 2 - Inflatable sluice chamber

Tightness spherical descent module, in which there were the cosmonauts and the sluice, was caused by stringent dimensional constraints of launcher. The same being the idea of an inflatable sluice, very compact when folded.

Both cosmonauts were dressed in spacesuits "Berkut" (Fig. 3), inside which keeps the pressure of 0.4 atmospheres:



Figure 3 - Spacesuit "Berkut"

The first ever spacewalk lasted for 12 minutes and 9 seconds. In this case, physical well-being of Alexei Arkhipovich left much to be desired: tachycardia started, quickened breath, the temperature rose to 38, and besides intense sweating. All this time, Leonov was connected with ship rope short length slightly more than 5 meters (Fig. 4). For 12 minutes of being in space Alexei Arkhipovich five times moved away from the vehicle and returned to him. By the way, the american astronaut to walk in space, three months after Leonov, never left the ship because of fears of any emergency.

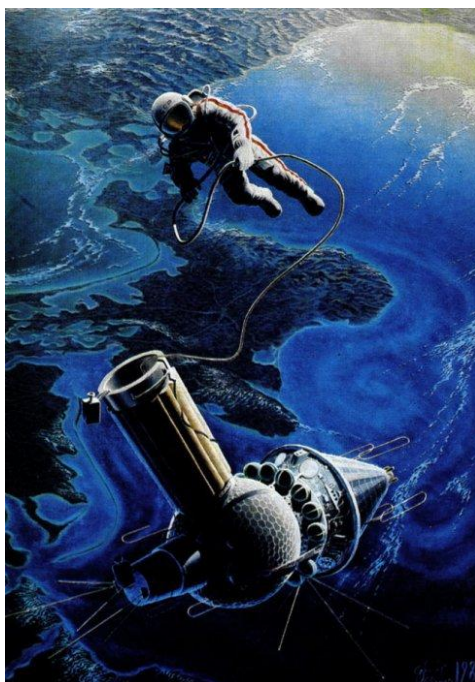


Figure 4 - Picture flights of cosmonauts Leonov above the Earth

While returning to the ship there was a problem: bloated internal pressure spacesuit is not allowed to get into sluice. Leonov had to reduce the pressure to 0.27 atm to get inside. And as he entered into a ship headfirst, had to work hard to turn around inside the sluice - and then was able to return to the ship. After closing the door the sluice was jettisoned.

Above I have mentioned the external fragility of the spacecraft. It was not for effect: after returning Leonov became clear that because of thermal deformation the hatch closes with leaking, and equipment began to give more oxygen. There was a danger of fire. However, cosmonauts were lucky: Leonov accidentally touched switch the air supply from the reserve tanks, air pressure in the vehicle increased and it ... slightly inflated. Like a tin can. Quite a bit, but it were enough to slit near the hatch has disappeared and decompression stopped. After this equipment returned supply of oxygen to previous levels.

By the way, the historic flight was the last for ships such as "Voskhod" (Fig. 5), two years later they were replaced by "Soyuz".



Figure 5 - Postage stamp issued in honor of the first-ever spacewalk of human

Randomness has saved Leonov from death again in 1971. Then he was appointed commander of the primary crew of "Soyuz-11", but before the start it was decided to send the backup crew Dobrovolsky, Volkov and Patsaev. All three died during the descent from orbit.

10 years after his spacewalk Leonov (Fig. 6) went into its second flight. He was the commander of "Soyuz-19". This time it was the first in the history of the docking of two spacecraft from different countries, flight "Soyuz - Apollo" [2].



Figure 6 - Alexei Leonov - Soviet cosmonaut, first man to walk in space.
Twice Hero of Soviet Union

In addition to their main profession, Alexei Leonov, who last year celebrated its 80th anniversary, has become famous in our country and as a painter which promotes space exploration. In particular, the three sets of postage stamps were issued, for which Leonov created drawings.[3]

References:

1. Уманский Семен Петрович. Космонавтика сегодня и завтра : кн. для учащихся / С.П.Уманский. - М. : Просвещение, 1986. - 171, [4] с.
2. Космонавтика энциклопедия / В. П. Глушко (ред.). — Москва: Советская энциклопедия, 1985. — 585 с.
3. Международный объединенный биографический центр [электронный ресурс]: г. Москва — 2015 г. — Режим доступа: http://biograph.ru/index.php?option=com_content&view=article&id=662:leonov-aa&catid=14&Itemid=29.

Oxygen Supply on a Spaceship

Krotova A.V.

Supervisor: Ivanova V. S Ph.D., associate professor

Tomsk Polytechnic University, 30 Lenin avenue, Tomsk, Russia, 634050

E-mail: dolly.girl@mail.ru

Life support systems in spacecraft are designed to provide a safe, habitable environment for the astronauts, and one of the most significant challenges is managing acceptable air quality. For example, CO₂ is respired normally by humans at concentrations that are toxic if inhaled directly. As a result, the cabin air must be tightly managed, with CO₂ levels kept below 0.5% at maximum, and preferably below 0.1% for the optimal safety and comfort of the crew.

NASA currently uses a complex pressure swing absorption system on the International Space Station (ISS), which operates at relatively high power (1 kW necessary for absorption bed regeneration), and is significantly larger and more massive than desired for space deployment. Further, current systems have demonstrated poor reliability in the field, with significant shutdown events on the ISS occurring in the carbon dioxide scrubbing system in 2009, and in an oxygen generation system in 2011.

The underperformance of air purification technology is considered to be a significant impediment to longer term endeavors such as a mission to Mars or space habitation. Current, proposed, and future NASA missions will extend the amount of time humans spend in sealed space environments, creating an absolute requirement for improvements in the performance of life support systems, including their weight, footprint, and energy consumption, with simplified designs that eliminate mechanical and electrical failure mechanisms.

PHASE I RESULTS

The goal of this Phase I NASA-funded project was to establish the proof of concept of electrochemical gas separation using eSionic's liquid membrane and to provide significant advances to establish the potential for liquid membranes to revolutionize space-deployed life support systems, including:

- Experimental validation that electrochemical transport using a composite liquid membrane will extract carbon dioxide from simulated cabin air to below 0.5%, and measurement of the throughput of this system Detailed trade analysis based on the experimentally determined CO₂ fluxes, culminating in an estimation of the required size and weight of a system used to clean the air of the ISS (as a benchmark), as well as a comparison of the size and energy use of this technology to currently available CO₂ scrubbing systems.

- Phase I goals for this program were successfully accomplished through a program of system modeling, membrane synthesis and fabrication development, and optimization of carrier concentration and mass transport properties in a composite membrane film [1].

COMPARISON AND SYSTEM ADVANTAGES TO CURRENT SYSTEM

There is a significant trade-off, however, between the desire to keep carbon dioxide levels below the threshold where the air turns toxic, and the opposing desire to minimize the size and energy consumption of air revitalization equipment. On the International Space Station, a single carbon dioxide removal assembly (CDRA) is capable of maintaining cabin air at torr <5.3 CO₂ for up to 9 crew members [3], although studies have shown that optimally CO₂ concentrations should be kept below 4 torr. [4]. Consistent maintenance of CO₂ at this lower level, or operation at times of heavy CO₂ load such as at shuttle docking, require the operation of a second CDRA unit.

Under normal operating conditions, the CDRA consumes about 2.1 kWh per kg of CO₂ removed; [5] for a typical six-member crew, this imposes a cost of approximately 12-15 kWh per day of operation. This is a substantial load, high enough that continuous operation of more than one CDRA unit is simply not practical [4]. Realistically, the energy consumption required for CO₂ purification today is so high that missions must operate at the limits of human CO₂ tolerance, and spacecraft power systems are designed around the constraints imposed by the revitalization units.

Surprisingly, 80% of the power consumption of the CDRA arises not from the CO₂ separation process itself, but from a pre-treatment step where the air is dried to ensure the CO₂ sorption beds are effective. The step of drying the air is not rigorously necessary, as downstream units such as the Sabatier process are water tolerant, and in fact create water as a reaction product and collect it in their own subsystems. However, there is no CO₂ sorbent technology today that can separate CO₂ without this drying step, and still meets NASA criteria for reliability and cabin compatibility.

An efficient, water tolerant and mission-compatible replacement to the existing CDRA system could reduce its energy consumption five-fold, enabling improvements in cabin air quality and freeing significant (10 kWh per day) energy for other mission needs.

The CDRA in the International Space Station is constructed with two parallel purification channels, each with a desiccant unit comprised of 13X zeolite and silica gel and an absorber comprised of 5A zeolite, as shown schematically in Figure 1. The cabin air flows over the desiccant

in a first channel to remove moisture, and then flows over the 5A zeolite where the CO₂ is captured. Once the sorption chambers are near saturation, the channel switches to regeneration mode, and the system is heated to release the water and the carbon dioxide, which are recaptured as separate streams. While the first channel is in regeneration mode, the flow of cabin air is directed to the second channel, so that purification can be carried on continuously despite the batch nature of the capture process.

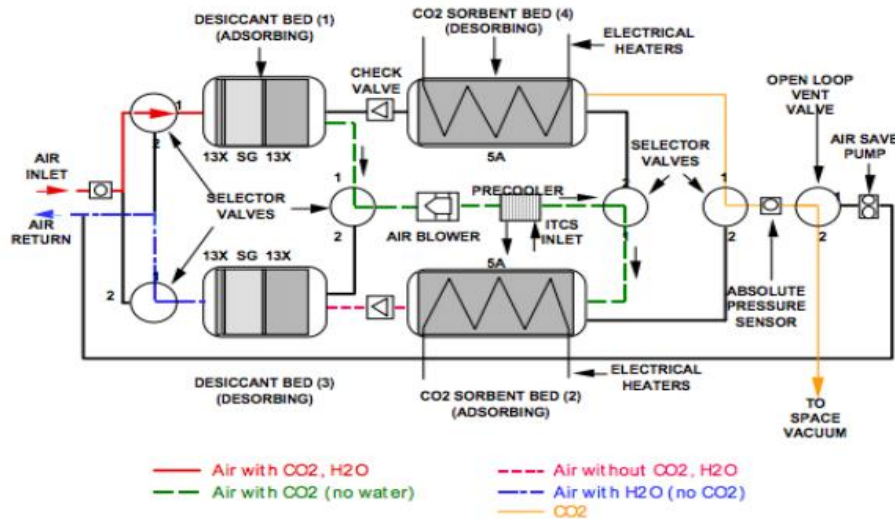


Figure 1 - A schematic of the ISS CDRA.¹⁹ In this approach, the collected CO₂ is vented directly into space to remove it from the cabin

In this original carbon capture design, the zeolite concentrated the CO₂ from 99% purity in a single stage, and the practice of venting the CO₂ into the vacuum of space minimized the total energy requirements for air revitalization, yet did not sacrifice any of the other cabin gases because the CO₂ quality was so high. However, the long term nature of the ISS mission, as well as future NASA missions, made it desirable to keep this gas on the vessel rather than exhaust a steady stream off board.

The Sabatier reaction is a continuous process where CO₂ from the CDRA is fed into the reactor, reacting with H₂ created by water electrolysis. Rather than vent gas into space as performed in previous implementations of the CDRA, the purified CO₂ is instead passed into this reactor to recapture the oxygen atoms from CO₂ and recirculate them into the cabin as water. Because the CDRA creates CO₂ in a batch process, the CO₂ must be pressurized and held in a CO₂ accumulator so that it can be slowly and continuously fed into the Sabatier reactor. Water produced during the reaction is collected on a cold plate and separated from the methane, which is vented into space or collected as a fuel for subsequent use. The Sabatier reaction operates at high temperature, which is maintained in part using heat extracted from this exothermic reaction.

The Sabatier reaction is a continuous process where CO₂ from the CDRA is fed into the reactor, reacting with H₂ created by water electrolysis. Rather than vent gas into space as performed in previous implementations of the CDRA, the purified CO₂ is instead passed into this reactor to recapture the oxygen atoms from CO₂ and recirculate them into the cabin as water. Because the CDRA creates CO₂ in a batch process, the CO₂ must be pressurized and held in a CO₂ accumulator so that it can be slowly and continuously fed into the Sabatier reactor. Water produced during the reaction is collected on a cold plate and separated from the methane, which is vented into space or collected as a fuel for subsequent use. The Sabatier reaction operates at high temperature, which is maintained in part using heat extracted from this exothermic reaction [2].

CONCLUSIONS

Phase I demonstrated the functionality of eSionic's approach to CO₂ separation: we have established that CO₂ can be removed from simulated cabin air using only electrical input, by a film in a membrane configuration. Membrane synthesis and fabrication techniques were developed that allowed for the successful incorporation and retention of an electrochemically active carrier molecule with eSionic's composite liquid membrane technology. This allowed for the successful demonstration of a continuous CO₂ capture rate at 40% in a single step with no moving parts. Higher capture rates of 80% was also demonstrated in a batch mode during this phase, showing the feasibility of this technology for highly efficient, low energy separation of CO₂ in space exploration activities. Based on these results and efforts during this phase of the program, it is projected that this technology has the potential of replacing the current CRDA on-board ISS with an operational energy savings of 80% in a weight and size footprint that is 75% smaller. eSionic's key enabling technology – composite liquid membrane materials – allows creation of a functional electrochemical membrane in a thin film form factor that enables this technology and application. The next step in the development is to improve the reliability of electrochemical membranes such that they can be deployed in the field. In Phase II, we will demonstrate the reliability of our system to continuous operation in humid air and we will develop a full system for a prototype air purifier.

References:

1. 1 Roda Bounaceur, Nancy Lape, Denis Roizard, Cécile Vallieres, Eric Favre, Membrane processes for postcombustioncarbondioxidecapture: A parametric study, Energy, Volume 31, Issue 14, November 2006, Pages 2556–2570.
2. 2 Frank Zeman, Energy and Material Balance of CO₂ Capture from Ambient Air, Environ. Sci. Technol., 2007, 41 (21), pp 7558–7563.
3. Reysa, Richard P., et al. "International Space Station (ISS) Carbon Dioxide Removal Assembly (CDRA) Desiccant/Adsorbent Bed (DAB) Orbital Replacement Unit (ORU) Redesign" (2007).
4. Meyers, John T. James Valerie E., et al. "Crew Health and Performance Improvements with Reduced Carbon Dioxide Levels and the Resource Impact to Accomplish Those Reductions." (2011).
5. Perry, Jay L., Robert M. Bagdigian, and Robyn L. Carrasquillo. "Trade Spaces in Crewed Spacecraft Atmosphere Revitalization System Development." (2010).

Estimation of the Gas-Dynamic Bearing Static Characteristics for Ball Gyroscope

Kuzma A.A.

Scientific advisor: Golikov A.N., Head of laboratory of the Precision Instrument Making Department

Linguistic advisor: Troitsky O.Yu., Doctor of Physics and Mathematical Sciences, Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: nastena@tpu.ru

Gas-dynamic bearing is the support, where spike and bearing completely separated by a gas layer. Bearing capacity is formed due to the appearance of the high pressure in the zone of small gaps. The high pressure causes the appearance of the resulting lift force, which is counterbalanced of spike mass. The lubricant in such supports is air or gas [1].

Application of gas-dynamic bearing (GDB) is mainly determined by the features, which characterize natural gas lubrication [2]. Gas has a low viscosity. Ambient temperature has a little influence on it. Ambient pressure has even smaller impact on viscosity. Such stability of gas viscosity and its small quantity opens a wide range of applications for devices, which operate at high speeds in a wide range of operating temperatures. Gas-bearing also may be used in areas of

high radioactivity because organic lubricant in such conditions loses its handling properties. Additionally, gas-dynamic bearing in contrast to any other bearing, practically, has a good stability and has not limitations on service life due to the absence of wear during the operation [2]. Therefore, the gas-dynamic bearing is widely used in the navigation instrument making [1, 2], especially, in sphere of precision gyroscopic devices.

The main goal of the research is to assess the possibility of the sensor construction, which based on gyroscope with a gas-dynamic suspension of ball rotor, for informational-measuring complex of navigation guidance drilling [1].

Ball gyroscope consists of the following main parts: the rotor is a standard ball bearing, which is placed between of two hemispherical bowls. The ball has an axial hole in the pole, where the movable elements of angle sensor are located. The response parts of angular sensor are mounted in an axial bore of bowls.

Spherical surface of bowls treated with a ball diameter, which is more than the actual diameter of the ball on $5 \div 10$ microns. Thereby, the initial clearance is necessary for working in the regime of gas lubrication. The rotor is rotated by the electromagnetic field of the stator, which is powered by three-phase 36 Volts, with the frequency from 500 to 1000 Hz.

As the rotor rotates, gas, due to its viscosity, is involved in the initial gap between the bowls and the rotor. Further gas, which is inflow in the gap, creates an overpressure, whereby, the rotor "floats", and during its rotation at nominal speed mode provides constant gas lubrication.

Hemispherical configuration of the working surfaces of GDB was chosen precisely because it is the most appropriate in terms of ensuring sufficient reserves for a bearing capacity and stiffness of the gas-dynamic bearings, as well as the stability of the gyroscope rotation axis [1].

Using this type of suspension in the informational-measuring system means that the support will operate in severe mechanical and environmental conditions. Therefore, theoretical and experimental studies are needed to evaluate the working capacity in such conditions.

The principal characteristics, which are totality characterizes the efficiency, reliability and feasibility of units with the gas lubrication include: bearing capacity, stiffness of the bearing, quantity of viscous and dry friction momentums (the latter is important only in the initial startup time) [1].

On the gas-dynamic support characteristics, and especially on its bearing capacity, affect a series of geometric parameters (radius of the bearing, clearance, presence of grooves, etc.) parameters of the gas (viscosity, free path of gas molecules, temperature and pressure), magnetic attraction, which is caused by the electric driver, geometric accuracy of the contact surfaces, as well as the ability to injection of bearing microprofile, if any, and etc. [3].

Modeling of spherical bearings characteristics usually requires a complex mathematical statement. Modern software products allow solving some basic problems of gas-dynamics. Among others, the most suitable for solving this problem are the following: LS-DYNA, ABAQUS, ANSYS, Flow Vision and others.

The mathematical model is based on solving the system of equations, which is based on fundamental laws of mass conservation, momentum and energy. The system closes the initial and boundary conditions, as well as defining relations. When the effects are not taken into account the bundled system of equations, in the system introduced a special equation of turbulence model and so on. In the end, the resulting of synthesized system is the Navier-Stokes equation, which is the general equation of laminar flow of viscous gas.

References:

4. А.А. Кузьма, М.С. Плеханов, А.Н. Голиков. Разработка и некоторые исследования элементов для гироскопа с газодинамическим подвесом шарового ротора // Контроль. Диагностика №13, 2012 г.
5. И.В. Яковлев. Статические характеристики сферических газодинамических опор // сборник трудов МАИ «Исследование вибраций, прочности и конструкции деталей авиадвигателей». М., «Машиностроение», 1968.

6. Дубинин А.В., Смолян К.В. Зависимость несущей способности газодинамической опоры динамически настраиваемого гироскопа от зазоров в газодинамической опоре // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2012.

Welding in Space Conditions

Kuznecov M.A.

Scientific advisor: Troitsky Ol. Y., professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: goodmiha@mail.ru

Electron Beam Welding is a method which uses a focussed stream of high energy electrons generated by a filament and directed to the joint requiring to be welded. The heating is very localised and the bulk of the assembly therefore remains cold and stable. This results in a very narrow weld with a minimal heat affected zone. There is no need to use filler metal as the parent metal of the assembly is melted. As this is a line of sight method it is not possible to weld around corners or re-entrant angles. Weld depths of up to 30mm can be produced and computer controls ensure minimal operator dependence, thus providing good reproducibility throughout a batch of components, even though this is a piece part process. Since the heat input is very localised it is possible to weld together previously heat treated components, which is a very economical method for producing composite gear shafts, with for example a case hardened gear on a hardened and tempered shaft.



The electron beam welding process (Figure 1).

The key benefits:

- Minimal Distortion - Welds finish machined parts
- Welds difficult and dissimilar materials
- Exceptional Quality and Repeatability
- High Weld Speeds
- Deep narrow welds of close to Parent Metal strength

Producing savings in:

- Cost
- Weight
- Lead time
- Size
- Inventory

EBW is a machine controlled welding process with welding carried out in a vacuum with no filler material resulting in exceptional weld quality and repeatability.

Weld speeds are typically 1-2 metre/minute and result in deep, narrow welds requiring less than 5% of the heat input needed for a comparable depth TIG weld.

The remarkably low distortion resulting from Electro Beam welds means precision parts can be finished machined prior to welding, even ground gears.

Industry who require the high quality weld that is produced by Electron Beam welding are Aerospace, Electronics, Scientific research, Nuclear and General manufacturing both industrial and commercial.

More benefits of Electro Beam Welding:

- Low heat input for the welded parts;
- Minimal distortion;
- Narrow melt zone (MZ) and narrow heat affected zone (HAZ);
- Deep weld penetration from 0.05 mm to 200 mm (0.002" to 8") in single pass;
- High welding speed;
- Welding of all metals even with high thermal conductivity;
- Welding of metals with dissimilar melting points;
- Vacuum process yields in clean and reproducible environment;
- Natural welding process for oxygen greedy materials such as titanium, zirconium and niobium;

- Machine process guaranteed for reliability and reproducibility of the operating conditions;
- Cost-effective welding process for large production in automatic mode; and
- Parts can mostly be used in the as welded condition - no sub-machining required.

Application & Materials

- Aerospace
- Jet engine components
- Parts of structures
- Transmission parts
- Sensors
 - Power generation
 - Space
- Titanium tanks
- Sensors
 - Vacuum systems
 - Medical
 - Automotive
- Transmission parts
- Gears
- Parts of turbocharger
- Electrical/electronic industries
- Parts in copper material
- Nuclear
 - Fuel housing
 - Parts of structure
 - Valves
 - Instrumentations
- Research centres
 - Copper parts
 - Superconductivity material components
- Miscellaneous
- All metals even with high thermal conductivity
 - Steel and stainless steel
 - Aluminium and alloys
 - Copper and alloys
 - Nickel alloys and refractory metals
 - Titanium and alloys
 - Zr, Mo, Ta, Hf, W, Nb, etc
- Welding of metals with dissimilar melting points
 - Copper to steel
 - Copper to nickel alloys
 - Steel to nickel alloys
 - Tantalum to tungsten

References:

1. EBW is used widely in the Aerospace Industry. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.westermans.com/electronbeamwelding.aspx>.
2. Electron Beam Welding [Электронный ресурс] – URL: http://en.wikipedia.org/wiki/Electron_beam_welding.

Spacecraft Mars Odyssey

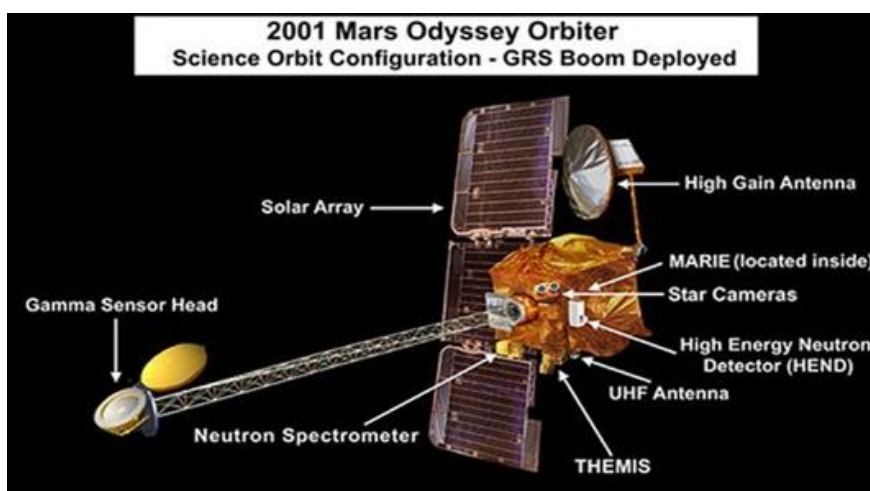
Kytmanov Y.A., Kostina V.V.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., associate professor
Tomsk Polytechnic University, 30 Lenin Avenue, Tomsk, Russia, 634050
E-mail: ytrash1@rambler.ru

Studying Mars is one of the priority areas in the study of the planets of the solar system. The first attempts to launch spacecraft to Mars were taken by S.P. Korolev in 1960 - unfortunately failed. It took more than 10 years of hard work and 11 starts to finally, December 2, 1971 the Soviet spacecraft "Mars-3" reached the goal and made the first soft landing on the Red planet in the vicinity of the crater Ptolemy. February 12, 1974 the Soviet interplanetary spacecraft "Mars 5" was released on the Mars orbit and shoot the surface. The Earth got relief maps, which well distinguished dry streambed. That allowed the scientists to suggest that Mars, which currently has a cold and dry surface, in the past was warm and humid [1].

The project was developed by NASA. Its mission is to use spectrometers and imagers to detect evidence of past or present water and ice, as well as to study the geology and the radiation situation on the planet. NASA hoped that Odyssey will help to answer the question of whether there was ever life on Mars and create an assessment of radiation risk for future astronauts on Mars. It also acts as a repeater for communication between the rover Mars Science Laboratory, and the Phoenix lander on Earth. The mission was named in honor of Arthur C. Clarke, causing the name of 2001: A Space Odyssey.

The device launched on April 7, the first day of the 21-day launch window. Mars Odyssey was launched into interplanetary trajectory Delta II launch vehicle from the site A, Launch Complex 17. The unit arrived to Mars 20 October 2001 and entered the initial elliptical orbit. It eventually will go to working solar-synchronous polar orbit at an altitude of 400 km [2].



Picture 1 - Device Mars Odyssey

The launch weight of the spacecraft Mars Odyssey - 725.0 kg, dry weight - 331.8 kg, 44.5 kg of which falls on the scientific equipment. In the starting position the device has dimensions

2,2x2,6x1,7 m, the length of the deployed solar array - 5.8 m. It consists of two main sections - the propulsion system and the instrument module as part of the service platform and hardware platform of scientific equipment. A distinctive feature of Mars Odyssey-2001 is a 6-meter deployable boom on which the sensors of gamma spectrometer GRS are placed. The structure consists of the main propulsion engine thrust 640 Newton (65.3 kg, hydrazine and nitrogen tetroxide), engines and orientation thrusters. The structure of power subsystem includes Triplex solar battery 7 m² with photovoltaic cells on gallium arsenide, power distribution unit, the battery capacity of 16 A•h. Management and data processing subsystem incorporates a radiation-resistant duplicated control processor RAD6000 with 128 megabytes of RAM and permanent storage capacity 3 MB. Storage is separated from the video unduplicated memory card 1 GB. In the communications subsystem there are included means of communication with the Earth in the range of X and equipment of signal reception with landers in the range of UHF. The device has an antenna small, medium and high gain (LGA, MGA and HGA, respectively) [3].

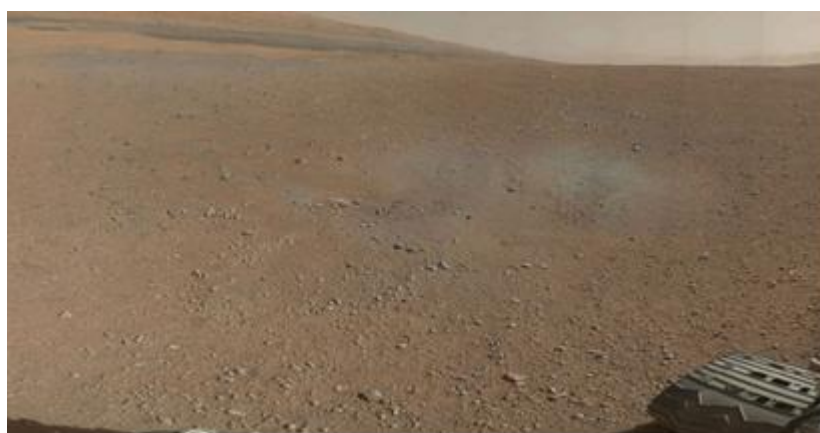
Scientific equipment (Picture 1):

- Gamma-ray spectrometer GRS. This set of three tools - the actual gamma-ray spectrometer GRS, high-energy neutron detector HEND and neutron spectrometer NS;
- high-energy neutron detector (Hand), developed by Russian scientists headed by Igor Mitrofanov of the Space Research Institute of Russian Academy of Sciences. Just this device the spring of 2002 found in the upper surface of the Red Planet the existence of a sufficiently large volumes of water.
- Mars radiation environment experiment (Marie). MARIE equipment is designed to study the radiation environment on the route and flight in orbit of a satellite of Mars, followed by analysis of possible radiation doses and its effects on humans.

May 28, 2002, NASA reported that Odyssey GRS has detected large amounts of hydrogen, an indication that there must be ice, lying within a radius of a meter from the planet surface.

Over more than a decade, "Mars Odyssey" continues to explore the Red Planet. NASA spacecraft broke the record in 2010. This is the longest of all missions to Mars. Many discoveries "Mars Odyssey" made independently.

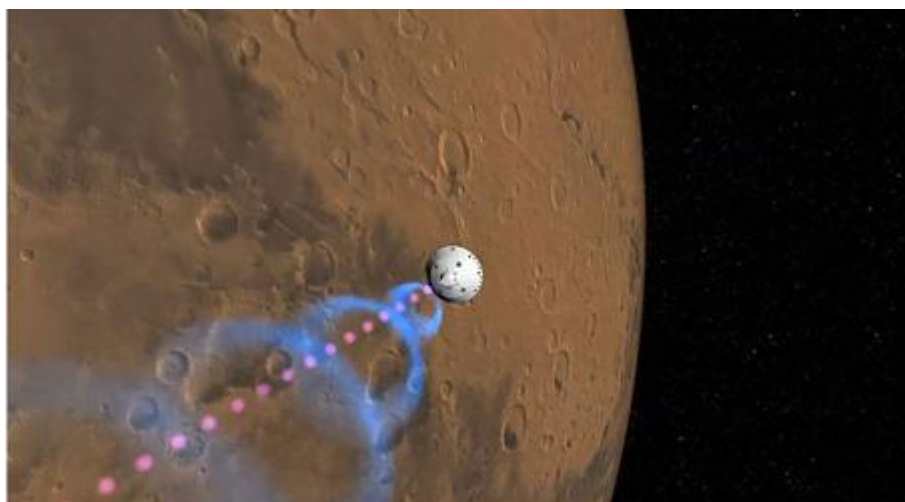
Experts believe obtaining new data by unit Mars Odyssey will accurately determine whether there is an asymmetry placement of chlorides on the surface of Mars. It is possible that the mineral reserves of these substances can be found out and in its northern part, which means that they appeared much later than scientists thought, after the onset of asymmetry on Mars. But this is not the main objective of the mission - a new orbit should help in finding previously unfound minerals on the planet that could be lost from the sight because of insufficient sensitivity of THEMIS. But while scientists are not ready to say what specific substances they are going to find [4].



Picture 2 - The first images made by «2001 Mars Odyssey»

The unit performed a complete map of minerals; studied seasonal changes in the planet, melting of ice at the poles and dust storms; made many other discoveries. For example, it found in the southern polar region of Mars vast deposits of subsurface ice. "If the ice melted, there would be enough water for two Lakes Michigan" - explains the scientists. Extended mission is to bring not less benefits. And it is important, the lion's share of information from two US rovers on Earth goes through a repeater Mars Odyssey [5].

Finally, the spacecraft could make a significant contribution to our understanding of what is required for a more complex exploration of Mars, and perhaps for the planet to be visited by people.



Picture 3 - Data transmission to the earth

References:

1. Планетология. [Офиц. сайт] - URL: <http://planetologia.ru/mars/291-the-search-for-water-on-mars.html>, свободный. - Загл. с экрана - Spacecraft Mars Odyssey, (дата обращения: 24.03.2015).
2. Википедия. [Офиц. сайт] - URL: https://en.wikipedia.org/wiki/2001_Mars_Odyssey, свободный. - Загл. с экрана - Spacecraft Mars Odyssey, (дата обращения: 24.03.2015).
3. Марс – Красная Звезда. [Электронный ресурс] - URL: <http://galspace.spb.ru/index273.html>, свободный. - Загл. с экрана - Spacecraft Mars Odyssey, (дата обращения: 24.03.2015).
4. Mars Odyssey вплотную занялся северной соленой загадкой Марса. [Электронный ресурс] - URL: <http://www.gomel-sat.net/1608-mars-odyssey-vplotnuyu-zanyalsya-severnoj-solenoj.html>, свободный. - Загл. с экрана - Spacecraft Mars Odyssey, (дата обращения: 24.03.2015).
5. Membrana (Люди. Идеи. Технологии). [Офиц. сайт] - URL: <http://www.membrana.ru/particle/7427>, свободный. - Загл. с экрана - Spacecraft Mars Odyssey, (дата обращения: 24.03.2015).

Design of MEMS Vibratory Gyroscopes

Lo Van Hao

Supervisor: Ivanova V. S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: lovanhao.pro@gmail.com

Introduction

MEMS (Micro-electro-mechanical Systems) refer to devices or systems integrated with electrical and mechanical components in the scale of microns. Due to their small size, low cost, low power consumption and high efficiency, MEMS technology has been widely used in many fields. MEMS technology is used to make sensors (devices that measure physical and chemical characteristics), actuators (devices that produce displacement, force, or torque), or structures. Historically, MEMS technology has enabled such products as ink jet printing, automotive airbag sensors, automotive tire pressure sensors, medical pressure sensors, digital light processors, acoustic sensors, accelerometers, and gyroscopes. Over the years, MEMS technology has found big applications in automotive industry, biomedical industry, printing and display industry, and portable electronics [6]. In this paper MEMS vibratory gyroscopes, their construction, operating principles, advantages and disadvantages will be considered.

Term "Gyroscope" is attributed to the mid-19th century French physicist Leon Foucault who named his experimental apparatus for Earth's rotation observation by joining two Greek roots: gyros - rotation and skopein - to see. Traditionally, gyroscopes were mechanical devices that measured the angular rate of rotation. One common use of gyroscopes has been in navigation systems to provide heading estimation [1]. But the traditional gyroscopes are too large and their cost is high. MEMS gyroscopes are quickly replacing conventional gyroscopes in inertial navigation. The reason behind this increasing popularity is, the MEMS gyroscopes are much smaller, lighter, and more reliable and are produced for a fraction of the cost of the conventional gyroscopes [2].

They have been good examples for MEMS commercial products and have made their way into various applications. One of the most common uses for MEMS gyroscopes is spacecraft orientation. In this case gyroscopes are used to sense angular velocity of the spacecraft.

Historical Overview of Vibratory Gyroscope Technologies

In order to discuss MEMS gyroscopes we must first understand gyroscopes in general and what role they play in science. Technically, a gyroscope is any device that can measure angular velocity. As early as the 1700's, spinning devices were being used for sea navigation in foggy conditions. The more traditional spinning gyroscope was invented in the early 1800's, and the French scientist Jean Bernard Leon Foucault coined the term gyroscope in 1852. In the late 1800's and early 1900's gyroscopes were patented for use on ships. Around 1916, the gyroscope found use in aircraft where it is still commonly used today. Throughout the 20th century improvements were made on the spinning gyroscope. In the 1960, optical gyroscopes using lasers were first introduced and soon found commercial success in aeronautics and military applications [3]. Vibratory gyroscopes were demonstrated in the early 1980's. In the late 1980's, after successful demonstration of batch fabricated silicon accelerometers, some efforts were initiated to replace quartz with silicon in micro-machined vibratory gyroscopes. Charles Stark Draper Laboratory demonstrated one of the first batch fabricated silicon micro-machined rate gyroscopes in 1991's [4]. In the last ten to twenty years, MEMS gyroscopes have been introduced and advancements have been made to create mass-produced successful products with several advantages over traditional macro-scale devices.

Structure design and principle of operation

The proposed structure of 3-axis Mems vibratory gyroscope is shown on figure 1.

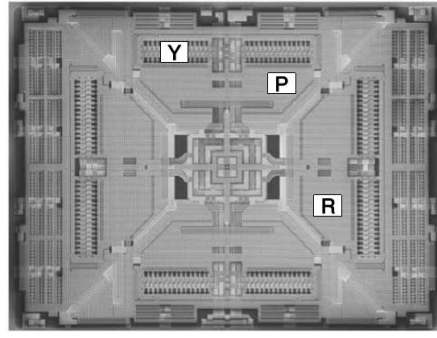


Figure 1- Structure of 3-axis Mems vibratory gyroscope L3G4200D [5]

Designations Y, P and R stand for the sensing masses for yaw pitch and roll modes. The perfect symmetry and the differential approach adopted in the structure design assure a high level of rejection to linear acceleration acting on the sensor (i.e. vibration). The driving mass consists of 4 parts M1, M2, M3 and M4. They move inward and outward simultaneously at a certain frequency in the horizontal plane. When an angular rate is applied on the Z-axis, due to the Coriolis effect M2 and M4 will move in the same horizontal plane in opposite directions as shown by the red and yellow arrows. When an angular rate is applied on the X-axis, then M1 and M3 will move up and down out of the plane due to the Coriolis effect. When an angular rate is applied to the Y-axis, then M2 and M4 will move up and down out of the plane [5].

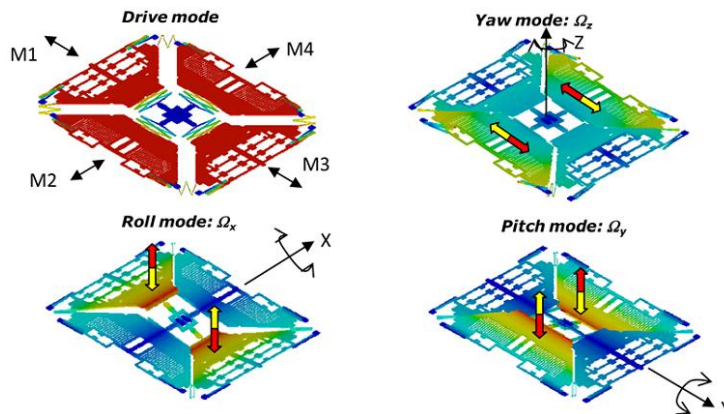


Figure 2- Principle of operation MEMS gyroscope L3G4200D [5]

Roll axis is defined as the Y-axis. Angular rotation along the Y-axis Ω_y is called pitch mode which will cause the pitch angle to change. Pitch axis is defined as the X-axis. Angular rotation along the X-axis Ω_x is called roll mode which will cause the roll angle to change. Yaw axis is defined as the Z-axis. Angular rotation along the Z-axis Ω_z is called yaw mode which will cause the yaw angle to change.

Whenever the Coriolis effect is detected, the continuous movement of the driving mass will cause a capacitance change ΔC which is picked up by the sensing structure and then ΔC is converted to a voltage signal by the internal circuitry. The voltage signal, which is proportional to the applied angular rate, is then converted to 16-bit digital format and stored in the internal data registers. External microprocessors can retrieve gyroscope measurements by accessing these data registers through the I2C or SPI interfaces. When linear acceleration is applied along the X-, Y- or Z-axis, thanks to the differential approach adopted, the driving masses (M1 and M3 or M2 and M4) will move in the same direction which will cause ΔC to be 0. This means that the gyroscope is able to reject linear acceleration such as shock or vibration.

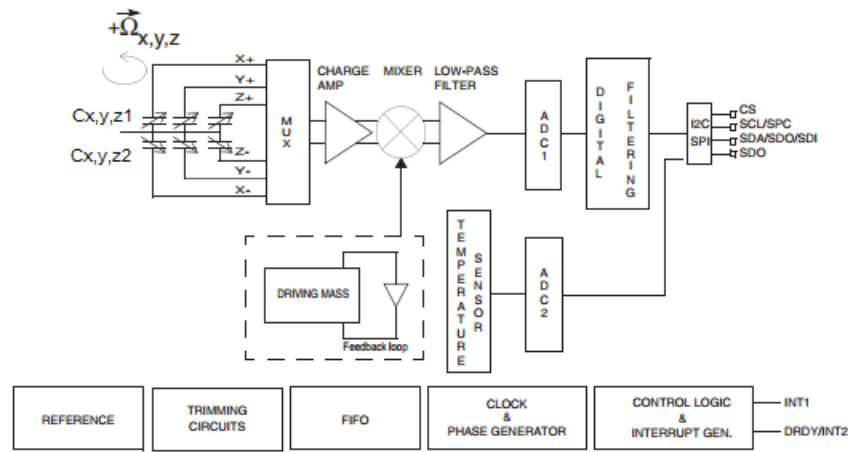


Figure 3- Block diagram MEMS gyroscope L3G4200D [5]

Angular rotation along axis will cause movement of the driving mass and capacitance change $\Delta C_{x,y,z}$. The capacitance change is signal. The sensing signal is filtered and appears as a digital signal after passing through analog-to-digital converter. Digital signal is passed through digital filtering and is sent at the output. In result receive an output signal that is proportional to the capacitance change or angular rotation and rate of rotation.

Advantages and Challenges of MEMS

Main advantage of MEMS gyroscopes is their small sizes. It is attractive to many applications because feature sizes are typically as small as 1 centimeter or less. Other advantages include the on-chip integration of electromechanical systems and the circuitry used to control them, allowing further miniaturization. Furthermore, many MEMS fabrication technologies allow parallel fabrication of thousands of systems by leveraging the parallel fabrication techniques of the integrated circuit industry. These may lead to a reduction in the manufacturing cost and improvement in reliability. Like any technology, MEMS gyroscopes present some challenges. Because MEMS gyroscopes or micromechanisms operate at a size scale far below that of typical mechanical devices, surface forces such as adhesion and friction may dominate over other forces in the system, leading to failure of the device. Small sizes of MEMS gyroscopes also make them difficult to interact mechanically with other MEMS components. In addition, packaging of MEMS components has often presented a challenge because each device must be packaged in a way that keeps the components clean and free from contamination, while also allowing mechanical motion and, in many cases, interaction with the environment.

Conclusion

Advances in MEMS technology and processes have led to low-cost, high-performance MEMS gyroscopes with lower power consumption and smaller size, enabling new exciting applications in handheld devices. MEMS gyroscopes are calibrated during the characterization and qualification process. They do not require re-calibration for most applications. However, for complex and demanding applications such as navigation and dead reckoning, re-calibrate the zero-rate level and sensitivity after the gyroscope mounted on the PCB is recommended [7].

MEMS devices have evolved from laboratory curiosities of the 1980s to commercial products of today. If this growth trend continues, MEMS will very likely be the next generation of machinery to service mankind for the next century.

References:

1. Sujit Kumar, B. Hemalatha / Design and Simulation of MEMS Based Gyroscope /India . May. - Jun. 2013. - 7 c.

2. Haifeng Dong, Xingguo Xiong / Design and Analysis of a MEMS Comb Vibratory Gyroscope, 2009. - 12 c.
3. Aaron Burg, Azeem Meruani, Bob Sandheinrich, Michael Wickmann / MEMS gyroscopes and their applications.- 20 c.
4. Mr. Nasiri / A Critical Review of MEMS Gyroscopes Technology and Commercialization Status.- 8c.
5. Everything about STMicroelectronics' 3-axis digital MEMS gyroscopes/ STMicroelectronics, 2010.-40 c.
6. Overview of MEMS - The Art of MEMS [Electronic resource] - URL: http://www.memscentral.com/overview_of_mems.htm
7. Introduction to MEMS gyroscopes, November 15, 2010 [Electronic resources] - URL: <http://electroi.com/blog/2010/11/introduction-to-mems-gyroscopes/>.

Welding in Space

Lozhkova K.A.

Supervisor: Troitsky O.Yu., Doctor of Physics and Mathematical Sciences, Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: kris_lozhkova@mail.ru

In the late 50s of this century was born a new branch of human activity – astronautics. This was made known to the whole world the signals of the first Soviet satellite, thereby approving the leading role of our country in space exploration.

Space has delivered a wide range of tasks before and welders : it took radically revise and improve many processes, welding technology to create special light and heat-resistant alloys , develop and master the production of highly reliable automated welding equipment. And in the early 60s on the initiative of the chief designer of space-rocket systems Academician Sergei Korolev was given a brand new task - to explore the possibility of welding directly in space.

When conducting research suggests that welding in space will be used primarily for the following works: a) repair spaceships, space stations and different metal are in space flight or on the Moon and other planets; b) the assembly and installation of steel structures that are in orbital flight or on the surface of the moon and other planets.

It was necessary to develop the techniques and technology of welding works in a fundamentally new for the human environment - the space, the main differences are:

- 1) Weightlessness;
- 2) a high vacuum at a high pumping speed (diffusion) of gases and vapors ,
- 3) a wide range of temperatures at which it may be welded product (approximately 180 to 400 K).

Should take into account a number of additional adverse factors that have a negative impact on the quality of welded joints (extremely limited mobility operator in open space, the complexity of fixation and orientation, the presence of various types of radiation).

Getting the job done, first of all, had from the variety of existing welding methods to select the most promising with regard to the possibility of their use in such unusual circumstances At the same time guided by specific welding evaluation criteria (universality, technology, simplicity, ability to perform cutting), as well as the criteria adopted for space equipment (reliability, safety, low energy consumption, minimal weight and volume. In the early stages of research were selected following welding methods: electron beam, consumable electrode arc, plasma, contact, cold and diffusion.

In electron beam welding and cutting pressure beam and jet vapor pressure of a liquid metal tend to displace the tub from the melting zone. Therefore, it was important to determine whether the molten metal held in the weld or cut cavity at work in weightlessness. Experiments have shown that

the surface tension force in electron beam welding is sufficient to securely hold the metal and normal formation of a seam.

Considerable difficulties had to be overcome in welding compressed low-pressure arc consumable and non-consumable electrodes. It was necessary to develop reliable methods of plasma arc contraction under high vacuum at high pumping speed and techniques of active management and melting electrode metal transfer in weightlessness. The fact that the arc processes at low pressure associated with a significant defocusing of the arc and consequently, a sharp decrease in the penetrating power, and the electrode is melted in a weightless weld metal becomes a very large size droplets. Therefore, the researchers had to pay more attention to the development of specific methods and apparatus for focusing the arc and plasma in a vacuum, as well as finding ways to effectively manage melting and transfer of electrode metal.

On the basis of the research was designed and manufactured a special welding system "Volcano", the purpose of which is to test the possibility of using the above methods of welding in space. "Volcano" is a comprehensive, fully self-contained unit (Figure 1), which allows you to perform automatic electron beam welding and arc welding consumable and non-consumable electrodes.

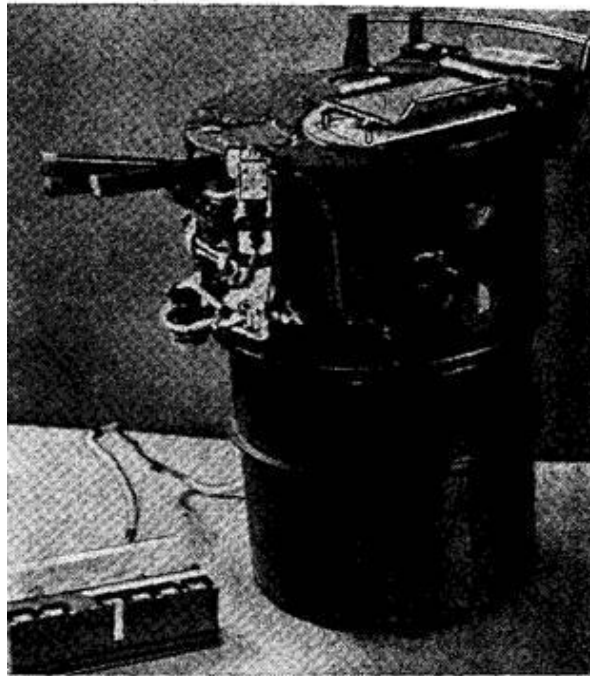


Figure 1 - Installing the "Volcano"

Compact welding device included in a complex installation "Volcano", showed sufficient reliability and performance in space. The principal decisions taken in the design of these devices proved to be correct and suitable for the construction of welding machines, designed for welding in space of particular products.

Thus, by the early 70s the question of whether the possibility of the automatic welding in space was resolved favorably. At the same time there was a large category of works, including almost all kinds of repairs that almost could not be performed using automated welding. It is therefore very urgent is the problem to study the possibility of the manual welding in space. And there were good reasons to fear that the astronaut operator, filled in a space suit under considerable overpressure, due to the extremely limited mobility will not be able to perform such a high quality professionally complicated process, such as welding. The task was further complicated by the need to ensure complete safety of the operator.

All of the above made in the initial stages to refuse to work in a space suit directly in a vacuum. Found a compromise solution. For research on manual welding in conditions as close to

space, E. O. Paton Electric Welding Institute in 1972 developed a special test stand 06-1469 (Figure 2).

Stand is a sealed working chamber volume of about 0.8 m³, the front wall of which was mounted a special fragment of a space suit. Between the fragment and the camera could generate the required pressure drop that best reproduces the real working conditions of the astronaut. Inside the working chamber housed tools and manual welding devices. Glazing mask suit was supplied with a set of replaceable filters that deal with heating sources of varying brightness. The most important advantage of the design of the stand is a reliable security operator Accidental release that provides a favorable psychological environment when working with high-temperature objects. Of great importance was also the possibility of free medical and biological monitoring of the operator and the convenience of a variety of ergonomic research.

It should be noted that during the 70's work on welding in space were carried out on a broad front. It was suggested that cosmic conditions, a number of promising new welding methods , such as heliowelding, explosion welding , exothermic welding and brazing , etc. This contributes to accelerated solution of problems faced by welders working in the field of space research.

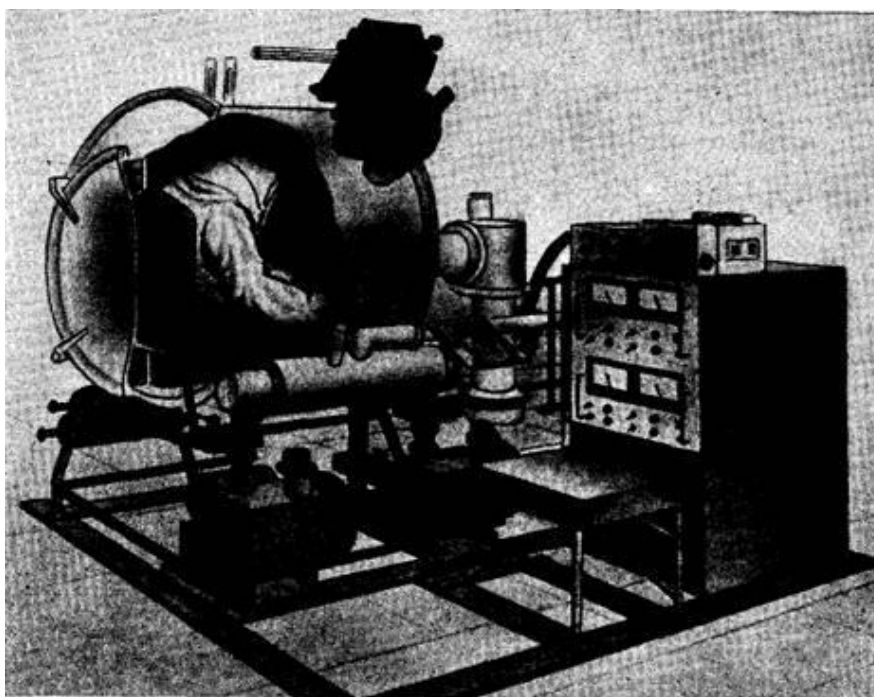


Figure 2 - Stand simulator for the study manual welding in simulated space

We note an important aspect of the research on welding in space: space environment designed for highly compact welding machines, such as electron beam welding or welding compressed low-pressure arc, are increasingly being used in industry in the world.

References:

1. Bernadsky VN (in collaboration with BE Paton, pipe DA, Zagrebelny AA, Lapchinskii VF). On the possibility of manual electron beam welding in space // Space Materials and technology. - 1977. - "science" - M - s. 17-22 .
2. Zagrebel'nyi AA Tsygankov OS Welding in Space // Welding production -№12 2002.
3. BE Paton, Kubasov VN Experiment welding in space. // Automatic. Welding, 1970, №5.

Intermetallics in Space instrument making

Lyapunova M.V.

Supervisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: masha9594@mail.ru

Introduction

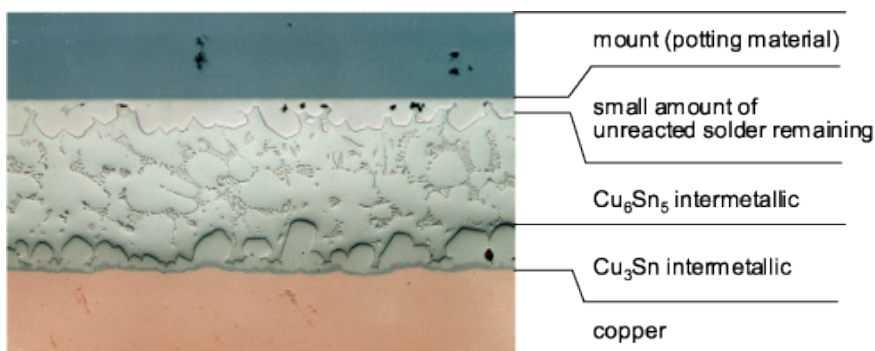
New space equipment design for exploration our universe requires new materials that can withstand the stresses of space flight (high temperature and pressure, vibration loads on the stage of takeoff, low temperatures of space, deep vacuum, radiation exposure, microparticles, etc.) and at the same have sufficient low specific weight.

Revolutionary solutions in the development of advanced space technologies XXI century can provide a new class of construction materials - intermetallic compounds (chemical compounds, titanium-aluminum, nickel-aluminum, and others.). These materials are low density (3.7 ... 6.0 g / cm³) and have a high heat resistance (up to 1200 ° C), high corrosion resistance properties, heat resistance and durability.

Intermetallic alloys based on titanium can operate until the temperature of +850 ° C without protective coverings

Intermetallics are concerned with all aspects of ordered chemical compounds between two or more metals, in particular with their applications.

When a solution solidifies, alloys of metals which have a limited mutual solubility may form new phases at certain ratios. These new phases possess crystal structures different from either component and are named intermetallic compounds. The properties of intermetallics generally differ from those of the component metals, often less metallic, with reduced density, ductility, and conductivity [1].



Picture 1 - Intermetallic formation between copper and tin

Intermetallics have properties of both metals and ceramics, and their mechanical properties are intermediate between metals (which are generally softer and more ductile) and ceramics (which are generally harder and more brittle). The dominant bonding in ceramics is covalent and ionic, as opposed to metallic bonding. Intermetallics contain both metallic and covalent bonds, depending on the constituent metals. Because of their intermediate position, the properties of intermetallics can be strongly influenced by small changes in the system (i.e., variations in the microstructure can result in changes in strength and ductility over a considerable range).

Research and problems

A great deal of work has been done in the last 10 to 15 years to develop and characterize intermetallics and to develop processing technologies. The need for low density, high performance alloys for use in the components of airframes and turbine engines.

The main problem with many intermetallics is that they can have extremely low ductility at normal temperatures. It means that before they can be used as structural materials, intermetallics

must be modified to improve their ductility and strength and to make them more resistant to oxidation and corrosion. In addition, processes must be developed for preparing and processing these materials into usable shapes.

For high temperature structural applications (e.g., turbine and internal-combustion engine components, process tooling). Aluminides were chosen because of their potential for excellent oxidation and corrosion resistance at high temperatures. In addition, using ductile aluminides as structural materials could reduce the nation's dependence on strategic materials like chromium.

From the beginning, the research and development of intermetallics has been multidisciplinary and has included basic research to increase the understanding of alloy properties, improve alloy design and properties, develop first principles theory, investigate advanced analytical techniques for characterization, and research processing and fabrication in areas such as casting and welding.

The focus of the initial program was on Ni₃Al, one of the few materials known to exhibit a significant increase in yield strength with increasing temperature (from ambient conditions to about 800°C). The remarkable properties of nickel-based superalloys used in aircraft turbine engines result from the presence of Ni₃Al. These attractive attributes provided the impetus for the development of Ni₃Al alloys as structural materials for commercial applications.

Intermetallics have given rise to various novel materials developments. Some examples include alnico and the hydrogen storage materials in nickel metal hydride batteries. Ni₃Al, which is the hardening phase in the familiar nickel-base superalloys, and the various titanium aluminides have also attracted interest for turbine blade applications, while the latter is also used in very small quantities for grain refinement of titanium alloys. Silicides, intermetallics involving silicon, are utilized as barrier and contact layers in microelectronics [2].

Application

One of the very important applications for intermetallic compounds is their using in the gas and jet turbine engines. The rotating components in the rear sections of the engines can experience temperatures in excess of 1500 °C coupled with high loading stresses. Currently, the materials used comprehensively for this demanding application are nickel-based superalloys.

At present, materials scientists all over the globe are in constant hunt for an advanced intermetallic compound that would be capable of superseding the properties of the current nickel based superalloys. The search has now been going on for almost two decades, and its pace has picked up over the last five years in order to cope with the demanding design criteria of newer generations of gas or jet turbine engines [3].

Scientists from the Pohang University of Science and Technology (South Korea) have created a new alloy of iron, aluminum and nickel.

Lightweight, but durable materials in high demand and are used extensively in the aerospace and automotive industries. South Korean scientists have succeeded in developing a material that is not inferior to their properties titanium or carbon fiber, but costs 10 times cheaper. The key point here is the use of intermetallic - several chemical compounds of metals with a fixed number of atoms on each of them. Nickel and aluminum intermetallic compound able to receive an equal number of atoms of the two metals. These crystals have a thickness of only a few nanometers and effectively penetrate into the steel structure, giving it the strength of titanium [4].

Developers are confident that in the near future they will begin alloy used in mass production - for example, in the automotive industry. Scientists have only solved the problem of protecting the melt from oxidation, since the usual protective layer of molten silicate flux in this case cannot be used - it reacts with the aluminum upon cooling.

A new high temperature aerospace material has proved to be elusive so far, however, the candidate materials have to ascend from this peculiar and exciting class of materials, the intermetallics.

References:

1. University of Bolton [Электронный ресурс] - URL: http://www.ami.ac.uk/courses/topics/0156_intm/ дата обращения (1.03.2015).
2. The National Academies Press [Электронный ресурс] - URL: http://www.nap.edu/openbook.php?record_id=5701 дата обращения (1.03.2015).
3. The Naked Scientists [Электронный ресурс] - URL: <http://thenakedscientists.com/HTML/articles/article/in-search-of-advanced-intermetallics/> дата обращения (1.03.2015).
4. Популярная механика [Электронный ресурс] - URL: <http://www.popmech.ru/science/55084-innovatsionnyy-splav-ne-ustupayushchiy-titanu-deshevle-ego-na-poryadok/> дата обращения (1.03.2015).

First Artificial Earth satellite

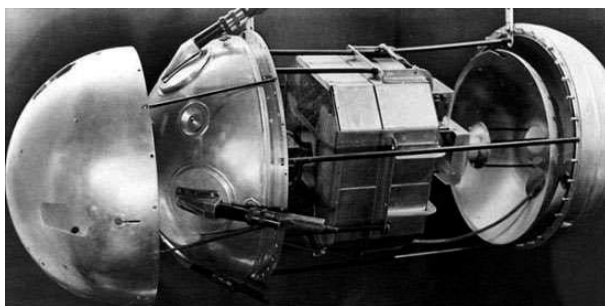
Madyev S.A.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D. Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: Masaalpost@mail.ru

History changed on October 4, 1957, when the Soviet Union successfully launched first artificial satellite, called 'Sputnik-1'. It was 58 cm diameter and 83 kg weight metal sphere that transmitted simple radio signal [1].

Designing and construction of sputnik:

Designing of SS-1(simple satellite) was began in November, 1956 and in September, 1957 state testing was finished. Design was performed by NII-4 of State Defense Department. Sputnik was designed as very simple device with 2 transmitters for trajectory measurements. Range of transmitters was chosen such way that radio fans could receive its signal. Inside sphere were placed power supply, radio transmitter, thermal relay, sensors of temperature and pressure, onboard control system, cable network [2].

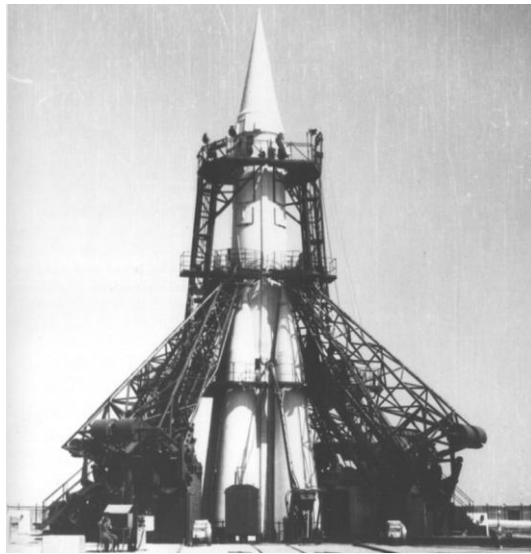


Picture 1 - Internal device of satellite

Designing and construction of rocket

The R-7 was 34 m long, 3.02 m in diameter and weighed 280 tons. It had two stages, powered by rocket engines using liquid oxygen (LOX) and kerosene and capable of delivering its payload up to 8,800 km with an accuracy (СЕР) of around 5 km. The initial launch was boosted by four liquid rocket boosters making up the first stage, with a central sustainer engine powering through both the first and the second stage. Design work began in 1953 at OKB-1 in Kaliningrad with the requirement for a two-stage missile of 170 tons with a range of 8,000 km carrying a 3,000 kg payload. Following first ground tests in late 1953 the initial design was heavily reworked and the final design was not approved until May 1954 when more than 100 design proposals were reviewed. In 1954 draft project was completed. First launch was May 14, 1957. Fire broke out right away

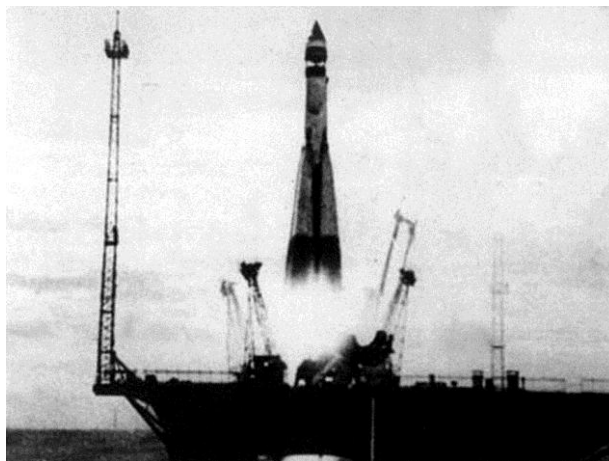
from takeoff in booster engine. After 98 seconds this unit broke away and command to switch engines was given. The next attempt has been occurred June 11, an electrical short caused the missile to start rolling uncontrollably and disintegrate 33 seconds after takeoff. The first successful long flight, of 6,000 km was made on 21 August 1957 [3].



Picture 2 - R-7 rocket on the downrange before launch. August 1957

Launch and subsequent flight:

October 4, 1957, at 22:28:34 (Moscow time) R-7 rocket with satellite was launched from cosmodrome Baikonur. After 295 seconds ПС-1 was delivered on elliptical orbit 947 km apogee altitude and 288 km perigee altitude. After 314 seconds satellite was separated from central unit and transmitted first signal. Sputnik was flying during 92 days and made 1440 turns around the Earth. Its transmitters worked 2 weeks after launch. Because of friction with upper atmosphere, sputnik slowed, entered Earth's atmosphere and burned down due to air friction [4].



Picture 3 - Launch of R-7 rocket with PS-1 satellite onboard

Value of the flight

During the flight following scientific observations were carried:

- checking calculations and basic technical solutions adopted to launch;
- ionosphere research passing radio waves emitted by transmitters of the satellite;

- Experimental determination of the density of the upper atmosphere by inhibition of the satellite;
- research of the conditions of work equipment.

Also sputnik had big political meaning. Its flight was vied by all the world. Transmitted signal could be received by every radio fan in any point of the Earth. "Radio" magazine has published detailed recommendations for reception of signals from space. Soviet Union demonstrated possession of advanced technologies and dealt a blow to the prestige of USA.

October 4, 1957 – the first Soviet artificial earth satellite (AES) opened the space age, and up to the present time many hundreds of artificial bodies have been orbited. Now days over 32,000 man-made objects have orbited Earth at some point or other.

Each flying laboratory has made its contribution to the study of the world surrounding us and has made it possible to learn something new about the Earth and the space surrounding it.

References:

- 1.Sputnik and The Dawn of the Space Age. Steve Garber [Электронный ресурс] – URL: <http://history.nasa.gov/sputnik/>
- 2.Memories of Boris Sokolov. Boris Sokolov. [Электронный ресурс] – URL: <http://gagarin.energia.ru/en/55th-anniversary-of-the-launch-of-the-first-artificial-earth-satellite-sputnik.html>.
3. R-7. Encyclopedia Astronautica. [Электронный ресурс] – URL: <http://www.astronautix.com/lvs/r7.htm>.
4. Sputnik 1. Dr. David R. Williams. [Электронный ресурс] – URL: <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1957-001B>.

Lyapunov and Structural Instability in Simulation Problems of Amorphous Metals

Malikov V.N., Dmitriev S.F., Musienko N.P., Abdikenova A.D., Sicheva A.E.

Scientific advisor – Dmitriev S.F.

Altai State University, Lenina Avenue, 61, 656049, Barnaul, Altai region

I.I.Polzunov Altai State Technical University, Lenin Avenue, 46, 656049, Barnaul, Altai region

E-mail: osys11@gmail.com

Abstract. Some results of computer simulation of atomic structure of amorphous metals (Al, Cu, Ni), received from melts by force of ultra-fast cooling are cited and analyzed from the position of dynamic systems theory. It is determined that the atomic structure of such amorphous metals is unpredictable and irreproducible. A homologous equation for a structural instability research is received. Found aluminum amorphous state with a low degree of short range order.

1. Introduction

It is known that the amorphous condition of a solid is genetically linked to the nanocrystals. The most common method of obtaining nanocrystalline structures is controlled by annealing the amorphous condition.

For this and other reasons, recently considerable attention has been paid to the amorphous metal and alloys [2, 3]. The article analyzes the atomic structure of nickel, copper and aluminum by molecular dynamics

It is determined that Lyapunov and structural instability significantly influence the formation of different atomic structure.

We deal with the modelling of the amorphous metals by means of superfast cooling of the liquid melt. We use method of molecular dynamics. The settlement block contains from 13500 to 108000 atoms.

The numerical calculations show the possibility of reception various nuclear structures, depending on the entry conditions and the speed of cooling.

The structure of the settlement blocs was analyzed by means of a special visual analyzer. The analysis of the maintenance of phathas GCC, CPH and Frank-Casper pylohedrons was carried out.

It is established that at the set speed of the liquid melt cooling the percentage of the specified phases can essential depend of entry conditions and occupy a certain range of values variations of entry conditions.

Such disorder of values is caused by the casual character of formation of this or that nunclear structure [4].

The unclear structure of amorphous metals is essentially unpredictable and non-reproducible. Homological equation was obtained for the study of structural instability. The aluminum amorphous condition with a low degree of aluminum short-range ordering was discovered.

It is established that when settlement block cooled to the melting point the concentration of all the elementary cells (Ni, Cu) is usually increases rapidly

If we continue to cool the concentration of elementary cells increases more slowly. When it reaches a temperature of about room temperature, the growth and concentration of elementary cells practically stops. In the cooling melt occurs simultaneously decay and the formation of new elementary cells. Only after overcoming the solidification temperature range, the unit cells are relatively stable.

Where cooling is stopped we observed some structural relaxation, which leads to a slight change in the atomic structure and is accompanied by some increase in temperature.

At high cooling rates, formed the limit of atomic structure and lower ranges of the percentage of elementary cells to values of the order of 1 %.

At the same time we should expect stabilization of the macroscopic parameters.

Interestingly, in contrast to nickel and copper, for aluminum the concentration of elementary cells in the melt (4%) practically unchanged under cooling with $V > 10^{15}$ K/s, i. e. in the further development of experimental methods by ultrafast cooling we can get an amorphous aluminum with a low degree of short-range ordering.

The transition to the amorphous condition can be established by measuring the electrical conductivity, as conductivity material is significantly reduced at the transition to the amorphous condition

The electrical conductivity of amorphous metals and alloys can be measured non-contact eddy current using a conductance meter for non-ferromagnetic materials IENM-20M and subminiature eddy current transducer (SMVTP).

References:

1. Glaser A.M., Permjakova I.E. Nanocrystals, quenched from the melt. - M.: FIZMATLIT, 2012. - 360 S.
2. Sagalakov A.M., PS Stenchenko Study the atomic structure of amorphous copper by molecular dynamics. Fundamental problems of modern materials. T. 2012. 9. № 4-2. S. 586-590.
3. Sagalakov A.M., PS Stenchenko Lyapunov instability and structural problems in the modeling of the atomic structure of amorphous metals. Pisma o materialah. 2014. T. 4. № 3 (15). S. 199-201.
4. Dmitriev S.F., Ishkov A.V., Malikov V.N., Sagalakov A.M. Subminiature Eddy Current Transducers for Studying Metal-Dielectric Junctions. Instruments and experimental techniques. 2014. Vol. 57. No.6. Pp. 751-754.
5. Dmitriev S.F., Ishkov A.V., Malikov V.N., Sagalakov A.M. Virtualizirovannyi izmeritel transformer. The sensors and systems. 2013. № 3 (166).

Kosmos ist nicht nur für die Profis

Marenkova E.V.

Wissenschaftliche Betreuerin: Plekhanova M.V., Doktor der Pädagogik, Dozentin
Nationale Polytechnische Forschungsuniversität Tomsk,
634050, Russland, Tomsk, Lenin-Str., 30
E-mail: eugen.marenkova@yandex.ru

Momentan ist der Tourismus eines der wirksamen Mittel der Bedarfsdeckung der Bevölkerung geworden. Aufgrund der wachsenden Handelsbeziehungen der Länder infolge der offenen Grenzen und der Vergrößerung der Maßstäbe des internationalen Handels und der Erweiterung des Handels generell, der nicht nur den Austausch von Waren und Kapital, sondern auch den Dienstleistungen erfasst ist, erwirbt der Tourismus den Massencharakter. Die intensiven internationalen Kontakte sind aus dem Staats- und Personenniveau, die Kommunikation über die E-Mails und Handys, die Buchung des Hotels, der Karten für den Transport, die Bestellung anderer Dienstleistungen über das Internet, typisch für unsere Realität. Die Einführung in die Wirklichkeit des Tourismus der neuen Technologien hat zum Erscheinen der neuen Arten des Tourismus geführt [1]. Momentan haben die Touristen die Möglichkeit bekommen, ganz neue Bereiche des Tourismus zu erfinden, weil neue Technologien schnell und modern entwickelt wurden. Eindrucksvolles Beispiel ist der kosmische Tourismus. Heutzutage ist das möglich, unter bestimmten materiellen Voraussetzungen einige Zeit bei der Arbeit des Raumstationsteams als Tourist zu haben. Der kosmische Tourismus ist ein ganz neues Gebiet des Tourismus, das aber nur noch angefangen hat sich zu entwickeln. Das ist eine sehr teure und exotische Tourismusart für die moderne Zeit.

Damals, 1960, bald nach dem Start auf die Umlaufbahn des ersten Satelliten, und später der Kosmonauten, haben alle geglaubt – der Kosmos ist ergebnislos. Bald wachsen die Apfelbäume auf dem Mars und die Menschen beginnen, in den Kosmos in Urlaub zu fliegen. 1970 haben die Menschen es geschafft, auf der Erdbahn die Raumstationen zu bauen. In den Raumstationen haben die Teams wochen- oder monatslang verbracht, um wissenschaftliche Interessen zu entwickeln, Forschungen oder Montagearbeiten durchzuführen. Jedoch würde das gerade in gleicher Zeit bestätigt, dass die Erschließung des Weltraums langsam zum Ende kommt. Die Stationen sind gleich geblieben. Die wechselten nur regelmäßig. Außerdem wechselten sich die „Bewohner“ der Stationen ab.

Aber aufgrund der Zulassung der privaten Mittel in den kosmischen Bereich, haben die Träume über den Kosmos neue Impulse und Entwicklungsmöglichkeiten bekommen. Der Kosmos kann bald aus dem Objekt der wissenschaftlichen Forschung in eine der Richtungen des Tourismus werden. In diesem Zusammenhang kann man sagen, dass man von kosmischem Tourismus gut verdienen kann. Jedenfalls ist das viel mehr als nur die wissenschaftlichen Forschungen durchzuführen. Das wurden schon die spezialisierten Reisebüros geöffnet, es werden die Transporte entwickelt, die ausschließlich für die Beförderung der Touristen in den Kosmos bestimmt sind.

Heute sind ein paar Beispiele des Flugs in den Kosmos als Tourismus bekannt. Der erste Tourist sollte amerikanische Lehrerin Christie Makoliff werden, die beim Start der Raumfähre «Challenger» 1986 umgekommen ist. Nach diesem Unfall wurde ein Gesetz von der USA-Regierung entlassen, das für die «Nicht-Profis» die Flüge in den Kosmos verbot. 1990 und 1991 sind die ersten kommerziellen Kosmonauten Toechiro Akijama (Japan) und Helen Scharman (Großbritanniens) in den Kosmos geflogen.

Zurzeit ist die Internationale Raumstation (die ISS) die einzige Raumstation, die für die kommerziellen Ziele des Tourismus verwendet werden kann. Die Flüge verwirklichen sich mit Hilfe der russischen Raumschiffe "Sojus". Für die Organisation der Flüge sind die russische Agentur Roskosmos und die amerikanische Agentur Space Adventures zuständig. Space Adventures arbeitet mit Roskosmos ab 2001 zusammen.

Die Vorbereitung der kosmischen Touristen wird in der Stadt Schtschelkowo, die neben Moskau liegt, sowie in den kleinen Flugzeugen durchgeführt, wo der Gewichtslosigkeitszustand entsteht. Obwohl die Tour 20-23 Mio. Dollar kostet, steigt die Zahl der Interessierenden, die den

Kosmos sehen wollen. Seit Juli 2007 wurde der Preis der kosmischen Tour von 20 bis zu 30-40 Millionen Dollar geändert. Außerdem wurde der Preis der neuen Dienstleistung – des Ausgangs des kosmischen Touristen in den freien Weltraum – 15 Millionen Dollar veröffentlicht.

Als Anfang des kosmischen Tourismus war der Flug des amerikanischen Geschäftsmannes Dennis Tito an Bord des russischen Raumschiffes «Sojus» auf die Internationale Raumstation am 28. April 2001 (die Vollendung des Flugs am 6. Mai). Zu dem Team des Schiffes „Sojus TM-32“, in dem Dennis Tito flog, gehörten auch kasachische und russische Kosmonauten - Talgat Mussabajew und Juri Baturin. Insgesamt waren acht Touristen schon im Kosmos, wobei einer von ihnen (Charles Simonyi) zweimal. Die Information über die Flüge ist in der Tabelle 1 verfügbar [2]:

Tabelle 1 - Die Liste der touristischen Flüge in den Weltraum

Nummer des Fluges	Name vom Touristen	Dauer des Fluges, Tage	Termine	Herkunftsland	Preis
1	Dennis Tito	9	28.04 – 6.05.2001	Italien	20 Mio.
2	Mark Shuttleworth	11	25.04 – 5.05.2002	Südafrika	
3	Gregory Olsen	10	01.10 – 10.10.2005	USA	
4	Anousheh Ansari	9	18.09 – 29.09.2006	USA (Iran)	
5	Charles Simonyi	15	07.04 – 21.04.2007	USA (Ungarn)	
6	Richard Garriott	12	12.10 – 24.10.2008	USA	30 Mio.
7	Charles Simonyi	14	26.03 – 8.04.2009	USA (Ungarn)	
8	Guy Laliberté	12	30.09 – 11.10.2009	Kanada	

Der Kosmos ist nicht nur unter dem touristischen und wissenschaftlichen Blickwinkel für die Menschen interessant. Heute erfüllt der Kosmos die Träume noch großzügiger.

Am 12. März 2015 hat die Sängerin Sarah Brightman über die Vorbereitung auf den eingeplanten Flug auf die Internationale Raumstation mitgeteilt. Während der Vorbereitung lernt sie, verschiedene wissenschaftliche Experimente durchzuführen, eines von denen der Forschung des Einflusses des Gewichtlosigkeitszustands auf die Stimme gewidmet sein wird. Im Laufe des intensiven Trainings vergisst sie über die Musik nicht und will die erste weltweit bekannte Vollzieherin werden, die die lebendige Aktion im Kosmos verwirklicht. In den Pausen arbeitete Sarah mit Andrew Lloyd Webber, der für sie das Lied über ihren kosmischen Flug geschrieben hatte. Dieses Lied wurde Anfang März dieses Jahres in New York geschrieben. In diesem Jahr plant Brightman, das retrospektive Album nach den Ergebnissen der Karriere auszugeben, zu denen dieses Lied auch gehören wird. Der Preis des Flugs und der Aufzeichnung des Liedes werden 52 Millionen Dollar kosten.

In diesem Zusammenhang kann man sicher sagen, dass die Menschen mit der Hilfe des Kosmos, die wahnsinnigen Träume und die Ideen realisieren und riskieren wollen und können. Der Kosmos scheint nicht mehr so furchtbar zu sein. Aber wir kennen viele Beispiele aus der Vergangenheit, als die Flüge in den Kosmos zum Tod der Menschen führten. Außerdem kostet der Flug in den Kosmos jetzt erst nicht billig. Deswegen ist das für uns interessant geworden, wenn die Menschen das Angebot hätten, in den Kosmos umsonst zu fliegen, wie hätten sie dann entschieden. Dazu wurde eine Umfrage von uns unter den Studenten und den Mitarbeitern der TPU und der TSU durchgeführt. An der Umfrage haben 78 Menschen teilgenommen. Auf diese Weise haben wir die folgenden Ergebnisse bekommen.



Abbildung 1 – Statistische Daten der Umfrage

Unter der Bedingung, dass die Touristen keine Kosten für den Flug tragen müssen, bleibt aber das Risiko des Schadens für die Gesundheit, ist die Mehrheit bereit, in den Kosmos zu fliegen. Trotzdem möchte das sehr große Prozent – 41 % der Befragten nicht fliegen, wenn alle Kosten sogar inklusiv sind. Deswegen kann man sagen, dass das Potential des kosmischen Tourismus von den Seiten der Unternehmer und der potentiellen Kunden doch ziemlich hoch ist.

Aufgrund der Ergebnisse möchten wir die Perspektiven für die Entwicklung der Tourismusart kurz beschreiben [3]:

1. Im Raumfahrtsalon befinden sich die Passagiere, die im kosmischen Raum einige Zeit verbringen wollen. Der Apparat macht den Erdumflug und kann manchmal absteigen, wenn die Passagiere das wollen. Das ist auch möglich, die Landungen auf die Pole und andere interessante Orte unseres Planeten zu machen.

2. Auf die Umlaufbahn bringt man die Elemente der Konstruktionen mit, danach baute man das Hotel von diesen Elementen. Das kann das große Hotel sein, von 10 bis 100 Zimmern und mit dem Bedienungspersonal. Im Hotel gibt es die künstlich geschaffene Gravitation, die man wunschgemäß abschalten kann.

3. Der Bau des gewohnten Komplexes auf dem Mond, wo es die Möglichkeit eines Aufenthaltes auch gibt. Die Interessenten können auf dem Mars einige Zeit verbringen.

4. Der Erwerb des kosmischen Schiffes ins Privateigentum. Sie können fliegen, wohin Sie wollen, wann Sie wollen und wie viel Mal pro Tag Sie wollen. Da das möglich ist, müssen Sie einfach für den Flug in den Sessel setzen, den Schlüssel drehen und starten.

Im Business gibt es eine Regel: von den Träumen kann man Geld verdienen, deshalb entwickelt sich der Bereich des kosmischen Tourismus jetzt sehr aktiv. Natürlich ist solches Vergnügen relativ teuer, dazu wird die spezielle Vorbereitung gefordert, aber der echte kosmische Tourist ist fertig, alles zu schaffen. Vielleicht wird in ein paar Jahren die Realität so aussehen, dass eine kosmische Tour genau so leicht, wie eine Bustour zu buchen, sein wird. Die Hauptsache – man muss träumen und dann der Traum geht unbedingt in Erfüllung.

Quellenverzeichnis:

1. Alavardov, V.V. die Hauptrichtungen der kosmischen Tätigkeit Russland in 2001-2005//Erde und die Universum. – 2001. – № 1. – S. 9-18.
2. Aljabjeva, L. Luftballon als die Unterhaltung: aus der Geschichte des englischen flugtechnischen Fiebers// Der neue literarische Kommentar. – 2005. – № 6. – S. 101-125.
3. Bolhovitdinov, V.F. Die Wege der Entwicklung der Flugapparate. – M, 1962. Borisov M. Springender Menschheit//Geschäftsleute. – 2005. – № 11. – S. 76-83.

The Study of the Coagulation Process in Droplet Samples of Bioliquids

Nosova E.V., Aristov A.A.

Scientific advisor: Aristov A.A., Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor
Linguistic advisor: Troitsky O.Yu., Doctor of Physics and Mathematical Sciences, Professor
Tomsk Polytechnic University, 30 Lenina av., Tomsk, 634050, Russia
E-mail: zhogloev@gmail.com

Statement of the problem and a description of the used method

The process of selection and training of astronauts involves performing a variety of medical tests. These tests include some coagulation tests. The study of blood clotting is of great scientific and practical importance, since any violations of this process are the result of various diseases and pathological conditions. Due to the fact that blood clotting is a multistage, multicomponent process, which involves a large number of factors, obtaining complete information about it has great complexity. Consequently, the chosen methods shall provide information about the process of clotting as a whole, and on the activity of the particular elements of the hemostatic system. Despite the large number of existing methods for the study of the hemostatic system, the search for the best and most informative methods, as well as improvement of the instrument base for coagulometric tests, have not lost their relevance.

We have conducted studies to assess the possibility of carrying out coagulations tests using the developed method of photometric study of samples formed as lying drops (Fig.1). This scheme of analysis of liquid media has been tested on a number of medical laboratory techniques.

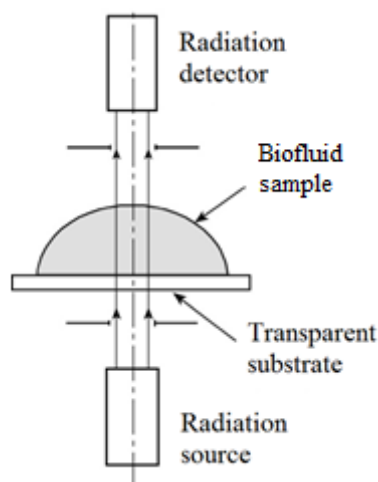


Figure 1 - Scheme of implementation of the method of photometric study of droplet sample

The optical measuring system includes a radiation source which is located below the test sample and the radiation detector, which is arranged coaxially source above the drop [1]. This scheme of study assumes the dependence of the current of photometric channel on the optical properties of the sample, that determined by the physical and physico-chemical processes in it.

These processes include the process of coagulation, i.e. formation of fibrin threads, resulting in a clot of insoluble stable fibrin and a general clouding of the medium. Consequently, the light transmittance value is changed and accordingly, the voltage at the output of the photoelectronic transducer (PET). The magnitude of this change is related to the concentration of the respective plasma clotting factors, as well as the presence in the blood of inhibitors of these factors and anticoagulants (heparin, hirudin, etc.). The article presents the results of testing this system for conducting the clotting tests used in the study of hemostasis.

Methodology of research

In experimental studies we used the test to determine the prothrombin time. Prothrombin time is the time of formation fibrin clot in plasma by the addition of calcium chloride and standardized tissue thromboplastin. The result of the study (prothrombin time) is expressed in seconds, which is normally is 14-20 seconds. To determine the prothrombin time we used Tehplastin-test reagents kit of firm "Technology-Standard" (Barnaul).

Methodology for conducting the experiments was as follows. According to the standard described in the instructions for the kit were carried out preparation of reagents and blood for analysis. Then the reagents and analyzed blood plasma was mixed directly on the photometric cuvette in the ratio 2:1 (two parts of tehplastin and one part of the plasma). The analysed samples were formed as a lying drops of 21 μ l with a base diameter of 5 mm. After adding the tehplastin to the plasma, photometry during one or two minutes was conducted immediately.

Analysis of the shape of the photometric curves

Since the drop is plano-convex lens and the mixed components are sufficiently transparent, this system has the property to focus radiation passing through. It was experimentally established that the greatest changes of the optical signal associated with processes of the fibrin clot formation is recorded at the position of a receiver in an optical focus [2].

The shape of the curves, recorded in the focus area of the drop (Fig. 2), differs from the typical curves, obtained by optical coagulometer, where there is only an increase of optical density. We have analyzed the processes of changing optical properties of a droplet sample during formation of a fibrin clot, and their influence on the shape of photometric curve.

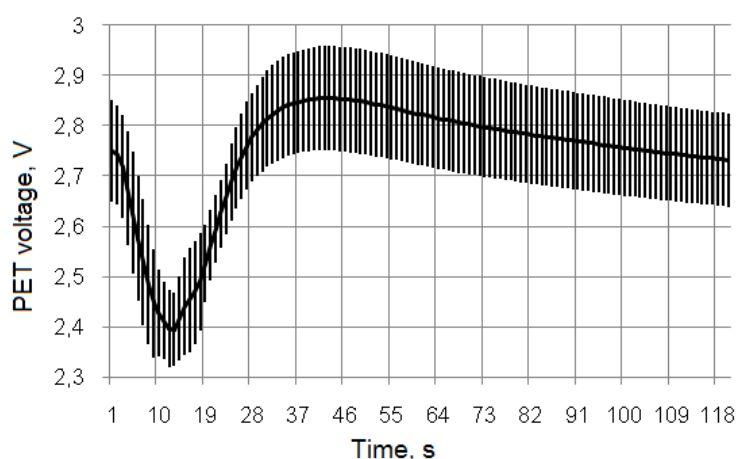


Figure 2 - The shape of the optical signal recorded in the optical focus of drops during the formation of a fibrin clot (normal plasma)

At this stage of our research we conduct a theoretical analysis of the shape of the curves. Explanation of their form requires learning a large amount of material on the subject, but we can assume that the decrease in light transmission almost immediately after mixing the reagents is due to the turbidity of the medium because of the formation of fibrin clots. The minimum value of transmittance corresponds to prothrombin time. Further enlightenment is due to the retraction of the clot.

The influence of clotting time of the sample on the dynamics of the curves

To evaluate the possibility of applying our proposed method to determine time parameters characterizing the coagulation process, we have conducted studies with plasma samples having different time of the formation of a fibrin clot. Since we have not had the opportunity to collect blood from people with different indices of hemostasis, to obtain samples with different time of clot

formation, we used the blood plasma with the normal clotting time of 13-15 seconds. The increase in clotting time was achieved by reducing the coagulation factors by the plasma dilution with physiological saline in various ratios. This technique is adopted in the calibration of coagulometers. Plasma was diluted with saline in the ratios: 4:1, 2:1, 1:1. The clotting time of the samples was checked on coagulometer "APG-02-P". Time of fibrin clot formation in normal blood plasma was 13-15 seconds, the "pathological" (diluted) plasma in the ratio of 4: 1 - 18-20 seconds, the ratio of 2: 1 - 26-30 seconds, the ratio of 1: 1 - 41-50 seconds. According to the method described above, we conducted a photometry study of samples during the process of formation of fibrin clot after adding tehplastin to the plasma.

Fig.3 shows the optical curves for samples with different coagulation time. As can be seen from the graphs, the values of coagulation time of test samples, practically coincides with the time positions of the minima in the experimental optical curves.

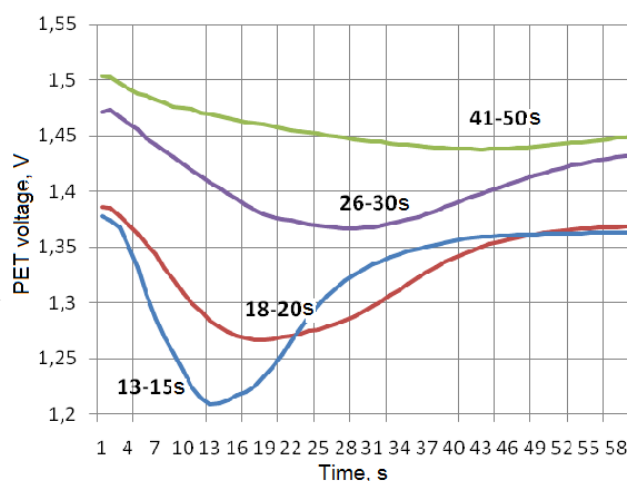


Figure 3 - Optical curves of the samples with different time of clot formation (graphs are constructed according to the averaged values of a series of 10 repetitions)

Thus, on the basis of experimental studies of plasma samples with different clotting time it was shown that as an indicator on the coagulation time of blood, can be used a temporary position of the minimum, as well as the rate of decline and the rise in the curve of light transmission obtained at the position of a sensor in optical focus of droplet samples.

Conclusions

Our experimental studies have shown the possibility of using the method of photometric study of droplet samples to obtain information about the time of blood coagulation during prothrombin test.

Our further research will focus on improving the sensitivity and reproducibility of the method on the basis of experimental and theoretical (modeling) selection of optimal parameters of a droplet sample (volume, the diameter of the drops, the ratio of the reagents), improvement of the optical system and the design of the measuring chamber, as well as its application to other coagulations tests.

References:

1. Aristov A.A. Apparatus for evaluating the physical properties of biological fluids// Patent of the Russian Federation № 47526 / Publ. 2005.
2. Zhoglo E.V., Aristov A.A. Analysis of the blood coagulation processes in the droplet sample // Laser and information technologies in medicine, biology and geocology: Proceedings of the XX International Conference, Novorossiysk, 11-15 September 2012. - Novorossiysk, OPTION, 2012 - C. 53-54.

Modification of the Algorithm Processing and Control Hardware Functions in the Portable Electrocardiograph for Use in Space Industry

Overchuk K.V., Uvarov A.A., Lezhnina I.A.

Scientific advisor: Goldshtein A.E., Doctor of Technical Science, Professor

Linguistic advisor: Troitsky O.Yu., Doctor of Physics and Mathematical Sciences, Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: kirill_ovk@mail.ru

Portable electrocardiograph is intended for individual usage by human to reveal and follow heart diseases. This kind of heart monitoring is necessary for people who work in harsh conditions and are exposed to various negative factors. Usage of the device will help to detect the heart diseases at early stage.

One of the features, implemented in the device, is the possibility of registration of the electrocardiogram on the fingers of the patient. The ability to connect chest data transmitters is implemented for more detailed checkup in the device. It will allow to make reading the electrocardiography (ECG) in other projections.

The special feature of the device is a use of analog-to-digital converter (ADC) of high resolution (sigma-delta 24-bit ADC), that gave possibility to use digital filters instead of analog ones. Such design of the device was possible by using new components. List of the main elements, used in the device, is described in Table 1.

Table 1 - List of elements with the interface interaction

Element name	Interface of interaction
ADS1292	SPI
LCD Screen	SPI
SD Card	SDIO
Keyboard	GPIO
STM32F152	SWD

Compute core of the device is the 7th family ARM-controller with built-in DSP and FPU functions hardware. It's power is sufficient for all mathematical calculations of digital filters and for the activity of real-time system, which performs necessary functions and operations. The remaining structural elements are standard for devices, which interact with human and a computer.

An embedded software deserves special attention. The development carried out in a framework named CooCox CoIDE, which is intended for software development of microcontrollers of an ARM architecture. GCC compiler was used to compile the source code, it's included in the GNU Tools for ARM-embedded processors. These tools are free and they have a very good support. The debug board STM32F4Discovery is used for debugging.

The software is built on the basis of real-time system named FreeRTOS v4.7.2 [1]. By using of the real-time system it was able to reduce development time by creating relevant tasks. [2]. There is a special set of API functions to control the task. Description of these functions can be found on the FreeRTOS official website [3].

Besides using of the real-time system and creating its objectives, it's required to create of sub-functions of conversion from the ADC 24 - bit data format to 32 - bit format of the microcontroller for the device' work organization. This operation is necessary for the correct work of the microcontroller with negative values obtained from the ADC. Among the required functions for the work of the device there is a builder function of graphs. The function gathers four values, completes the required values between the received values and sends the entire array on the display by SPI interface. Similar organization is necessary because of the hardware requirements of the

display. Besides the above-described features it may be noted that the data are sent to the memory card with a frequency of 500 SPS, but the data, which are sent to the display, have frequency of 125 SPS. This change of the sampling frequency was necessary to fit for about two seconds of time on the display.

It is also necessary to note that there are two IIR digital filter used for correct displaying of the ECG. High-pass filter with a cutoff frequency of 1 Hz removes baseline drift, which can be about 300 mV, according to it, ECG graph does not go beyond the borders of the display. Low-pass filter with a cutoff frequency of 45 Hz is meant for filtering power-supply noise and other high-frequency noises that greatly distort the ECG graph on the display. The infinite impulse response (IIR) filters were used due to they have greater signal attenuation at a intended frequency under the small order of the filter in comparison with finite impulse response (FIR) filters.

As a result of all the above-described developments there is a graph of the data, imported from the Secure Digital (SD) card, built with the help of a software package MatLab (Figure 1).

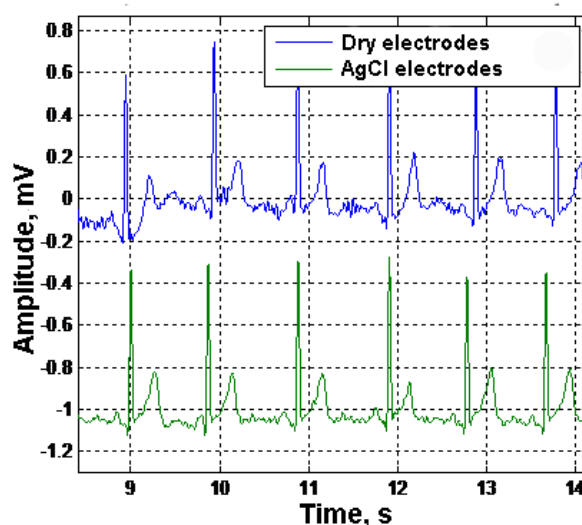


Figure 1 - The patient's ECG №1

Figure 1 shows the electrocardiogram read out the fingers of the patient. It is possible to carry out simple methods of analysis of the heart conditions in the form of registration of various arrhythmias with the help of obtained data.

For using this device in the space industry it is necessary to modernize it according to the following criteria:

4. To increase the reliability of operation and fail-safety of the device.
5. To provide the safety of the obtained data.
6. To improve the quality of the obtained signal.

Increasing the reliability of operation and fail-safety of the device can be achieved by using duplicate functions in the software. Additional duplicate functions must control the state of the system and can be activated and replace them in case of failure of one or more functions. Hardware resource allows duplicate the system fully.

Safeguarding the received data is possible due to using FLASH memory and read-write algorithm on it. FLASH memory is resistant to physical action, and for memory protection against electromagnetic effects it is necessary to place it in to shield frame.

To improve the quality of the signal it is necessary to arrange the high-quality operational amplifiers with high input resistance for signal conditioning.

Addition of these modifications allows to use the portable electrocardiograph in the space industry.

References:

1. Борисов-Смирнов А. Операционные системы реального времени для микроконтроллеров. //Chip news. 2012. № 5. – 20 с.
2. Сорокин С. Системы реального времени. //Современные технологии автоматизации. 2010. № 2. – 25 с.
3. FreeRTOS описание функций API [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.freertos.org/a00106.html>.

Neuer Raketentreibstoff aus Aluminium und Wasser dank Nanotechnologie

Ovsiyannikova N.A.

Wissenschaftliche Betreuerin: Tarasova L. V. Doktor der Pädagogik, Dozentin

Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30

E-mail: natali-ay92@mail.ru

Mit den richtigen Stoffgemisch ist Aluminium zu heftigen chemischen Reaktionen fähig. In den Boostern von Spaceshuttlesverbrenntes mit Ammoniumperchlorat; mit Eisenoxidschmelztes als Thermitdurchdicke Stahlträger. Die NASA und die US Air Force starteten nun eine Testrakete, die dank neuer Aluminium-Nanopartikel nur noch Wasser als Reaktionspartner benötigt. Auch auf Mond und Mars ließe sich das Gemisch produzieren. Im Alltag kennen wir Aluminium als langlebiges, rostfreies Material. Chemisch gesehen ist es jedoch tatsächlich eines der unedelsten und damit reaktionsfreudigsten Metalle. In Kontakt mit Wasserentzündet es den H₂O-Molekülen sofort den Sauerstoff und setzt Wasserstoff und Energie frei. Dies bleibt uns jedoch meist verborgen, da das blanke Metall auch an der Luft sofort mit Sauerstoff reagiert und sich mit einer dünnen Oxidschicht überzieht, die weitere Reaktionen stoppt [1].

Schon seit den 1960er Jahren forschen Chemiker daher an Methoden, diesen Prozess zu unterbinden, um das enorme Energiepotenzial von Aluminium nutzbar zu machen. Legierungen mit exotischen Metallen wie Gallium oder Quecksilber sind eine teure und giftige Lösung des Problems [2]. In Reaktionen bei Temperaturen von mehr als 2000 Grad wie mit Ammoniumperchlorat oder Eisenoxidschmelzt die Oxidkruste und stellt kein Problem mehr da. Jedoch ist hier eine entsprechend heiße Zündflamme nötig.

Eine neue Lösung eröffnete in den vergangenen Jahren die Nanotechnologie: Verkleinert man die Aluminiumkörner bis zu einem Durchmesser von wenigen Milliardstel Metern, so ist auch die Oxidschicht nur noch einige Atomlagen dick und bricht dementsprechend schnell auf. Dieses Nano-Aluminium (nAl) reagiert nun bereits bei Zündtemperaturen unter 600 Grad mit Wasser und setzt dabei so viel Energie frei, dass die Reaktion sich selbst aufrechterhält [3].

Der neue Raketentreibstoff ALICE ist ein Gemisch von nAl und Wassereis (Al + Ice). Die Rohpaste lässt sich leicht in Raketenfüllen und dort einfrieren. Das Material ist durch die hohe Zündtemperatur unempfindlich gegenüber Stößen, Funken und elektrischen Entladungen. Beim Abbrennen entstehen lediglich Wasserstoff und Aluminiumoxid (besser bekannt als Tonerde) [1]. Bei den bisherigen Tests verbrannte der Wasserstoffgenutzt in der Luft. Die beteiligten Forscher der Purdue University im US-Bundesstaat Indiana wollen dem Gemisch in Zukunft Stoffe begeben, die zusätzlichen Sauerstoff erzeugen, so dass auch der Wasserstoff verbrennt und weiteren Schub liefert. Nach ersten Berechnungen könnte die Schubleistung von ALICE dann deutlich über der von bekannten Festbrennstoffen liegen [1].

Der größte Nachteil dieser Technik ist die aufwendige Produktion von nAl. Die Nanopartikel entstehen nur im Hochvakuum in einer 10 000 Grad heißen Plasmaflamme. Auch das rohe Aluminium lässt sich nur unter sehr viel Energieaufwande elektrochemisch aus Erz gewinnen. Eine große Zukunft könnte ALICE jedoch trotzdem im Raumflug bevorstehen, denn Aluminiumverbindungen und Wassereis kommen sehr häufig im Sonnensystem vor. Auf Mond, Mars und anderen Himmelskörpern ließe sich somit Treibstoff direkt vor Ort erzeugen [1].

Quellenverzeichnis:

1. Spektrum [Электронный ресурс] - URL: <http://www.spektrum.de/news/neuer-raketentreibstoff-aus-aluminium-und-wasser-dank-nanotechnologie/1005595>, свободный. – Загл. с экрана.
2. WikipediaDiefreieEnzyklopädie [Электронный ресурс] - URL: <http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Raketentreibstoff&action=edit&redlink=1>, свободный. – Загл. с экрана.
3. Raketentreibstoff [Электронный ресурс] - URL: <http://www.cyclopaedia.de/wiki/Raketentreibstoff>, свободный. – Загл. с экрана.

The International Space Station

Polushko D.A., Kiseleva M.S.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: Polushko.07@mail.ru

In this paper considers the issues of appointment of the station and the challenges that face her. Before proceeding to the consideration of these issues, turn to the history of the ISS (**International Space Station**).

Let's start with the fact that the ISS is manned orbital station used as a multipurpose space research facility. The ISS is a joint international project involving sixteen countries: Belgium, Brazil, Canada, Denmark, France, Germany, Italy, Japan, Netherlands, Norway, Russia, Spain, Switzerland, Sweden, UK, USA. Its history of creation begins with 1984, when U.S. President Ronald Reagan announced the start of works on creation of an American space station[1]. It was planned to build large-managed station, the modules which would be delivered on orbit by the space Shuttle. But by the early 1990s, it became clear that the development cost of the project is too large and only international cooperation would create such station. 17 June 1992, Russia and the USA signed an agreement on cooperation in space research. In accordance with the Russian space Agency and NASA have developed a joint program "Mir - Shuttle". During the implementation of this program appeared the idea of unification of national programmers for the creation of space stations. In 1993 in the USA, many politicians were against the construction of the space station[2]. In the USA Congress the proposal to abandon the creation of the International space station was discussed. This proposal was rejected by a margin of only one vote: 215 votes for refusal, 216 votes for the construction of the station. And 2 September 1993, Vice-President of the USA Albert Gore and Prime Minister Viktor Chernomyrdin announced a new project a truly international space station. From this moment on, the official name of the station became "international space station".

The main purpose of the ISS was the possibility of conducting on-station experiments that require unique conditions of space flight, microgravity, vacuum, cosmic radiation, is not attenuated by the earth's atmosphere. Main research areas include biology, physics, astronomy, cosmology and meteorology. The research conduct using scientific equipment, mainly located in specialized scientific modules laboratories, a piece of equipment for experiments requiring vacuum, mounted outside the station, outside the containment [3].

The international nature of the ISS project contributes to the organization of joint scientific experiments. The most widely develop such cooperation European and Russian research institutions under the auspices of ESA and the Russian Federal space Agency of Russia [4]. Known examples of such cooperation are the experiments "Plasma crystal", devoted to the physics of dusty plasma, and conducted by the Institute for extraterrestrial physics, max Planck Society, the Institute of high temperatures and the Institute of problems of chemical physics RAS, as well as a number of other scientific institutions of Russia and Germany, biomedical experiment "Matryoshka-R" in which to determine the absorbed dose of ionizing radiation are used mannequins equivalents of biological

objects created in the Institute of biomedical problems of RAS and the Cologne Institute for space medicine. The Russian side also is a contractor in the conduct of contractual experiments ESA and the Japanese aerospace exploration Agency. For example, Russian cosmonauts have conducted tests of experimental robotic system ROKVISS, developed at the Institute of robotics and mechatronics, located in Webling, near Munich, Germany.

The main problem which the ISS has is its maintenance [5]. Always something needs to be fixed at the station, or other technical works must be carried out.

Despite all the complexity of the design of the ISS, most of the tools on it are made so that layperson could hold some technical work. Of course, each astronaut is a professional, but he is not to do everything and his skills may not be enough to perform a particular maintenance activity. But especially complicated repairs performed outside the International space station, as it requires going into open space. Such each withdrawal is planned for a long time and worth a certain amount of money. That is why at the present time considers the options of sending into space special robots, which will be managed remotely and will be able to replace the man in time outside activities.

At the moment attend great attention to the development of the international space station. Planned are further improvements laboratories and delivery of new equipment for the experiments, the number of which will increase which will lead to the rapid development of science and space exploration.

References:

1. МКС. История создания. [Электронный ресурс] - URL: <http://acmepoug.ru/mks/mks-istoriya-sozdaniya.html>.
2. История создания Международной Космической Станции. [Электронный ресурс] - URL: <http://www.walkinspace.ru/index/0-948>.
3. Международная Космическая Станция [Электронный ресурс] - URL: <http://www.mcc.rsa.ru/mks.htm>.
4. Н.А.Варваров : "Популярная космонавтика". Москва "Машиностроение" 1981. - 34 с.
5. В.В.Чернышев "Космические обитаемые станции". Москва "машиностроение" 1976. - 105 с.

Titanium in Spacecraft

Potekhin M.E.

Scientific advisor: Ivanova V. S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30 Lenin Avenue, Tomsk, Russia, 634050
E-mail: mpotehin1995@gmail.com

Aerospace and space industry has traditionally been a pacemaker for development and introduction of new materials systems and production technologies. Probably no other metal is more closely associated with aerospace than titanium.

Titanium is a rather new metal and is, probably the last addition to the comparatively small group of structural materials for different constructions. Along with iron, aluminum, magnesium, copper, and nickel, it becomes one of the essential metal materials for modern spacecraft, as its reserves in the Earth's crust are rather big [1].

The strength of the titanium alloys varies over a wide range. This is because the properties are dependent on the alloy composition and heat treatment. However, the specific strength properties of titanium alloys are superior to the other materials (except carbon- epoxy composite), and for this reason they are good materials to use in aircraft structures required to carry high loads, such as airframe components, undercarriage parts, and wing boxes.

Other benefits of using titanium include high strength, good fatigue resistance, creep resistance at high temperature, and excellent oxidation resistance up to 600 C. Certain types of titanium alloys can be joined by welding or diffusion bonding; thereby reducing the need for mechanical fasteners (bolts, screws, rivets) and adhesive bonding that is a requirement for age-hardened aluminium assemblies. Titanium has better resistance to corrosion than high-strength aluminium alloys, including the most damaging forms such as stress corrosion cracking and exfoliation. Titanium has the ability to form a thin oxide surface layer, which is resistant and impervious to most corrosive agents and which provides the material with excellent corrosion resistance. Titanium is used as a replacement material for aluminium in aerospace structures when corrosion resistance is the prime consideration.

Disadvantages of using titanium include relatively high density compared with aluminium alloys and carbon-epoxy composites. However, it is lighter than nickel superalloys when used in jet engines. A major disadvantage of titanium is the high cost, which varies with the usual price fluctuations in the global metals commodity market; the raw material cost is typically \$10000-12000 per tonne. The high cost is the result of the expensive process used to extract titanium from its ore together with the costly processes used in fabricating and shaping the metal into an aerospace component. Titanium is difficult to machine and requires specialist material removal processes (such as laser-assisted machining) to produce aircraft components free of machining damage [3].

Titanium is a metal of great interest in the aerospace industry, because of its combination of good mechanical properties, low density, and operability in a number of special forming processes. Titanium is recognized for its high strength-to-weight ratio. It is a light, however, strong metal with low density. Titanium can be alloyed with other elements such as iron, aluminum, vanadium, molybdenum, etc., to produce strong lightweight alloys for aerospace. The two most useful properties of the metal are corrosion resistance and the highest strength-to-weight ratio of any metal. Further its ability to withstand fairly high temperatures has focused attention on its increased use in the aerospace and allied fields; however, full utilization of titanium in the aerospace industries is prevented by its tendency to gall and seize and its severe reactivity to atmospheric oxygen at elevated temperatures. In order to overcome these limitations and meet some functional requirements, suitable surface treatment of titanium is of utmost importance.

Titanium alloys are difficult to plate with adherent metal coatings because they form a tenacious, passive oxide film quickly. The oxide film may be removed by various etching procedures, but the oxide film reforms so rapidly that it is difficult to accomplish any coating before the film reforms to block access of the plated atoms to the surface. If the plating is accomplished over the oxide film, a layer of metal can be deposited, but the layer is not sufficiently adherent for most purposes.

There is therefore a continuing need for a method of coating metals such as electroless nickel onto titanium, particularly on its alloys. The present investigation reports a study of blackening of titanium alloys with higher optical properties for spacecraft applications [2].

Due to the comparatively small payload of space vehicles, saving weight in these structures is even more important than in aircraft. For this reason, titanium alloys were used extensively in the first Apollo and Mercury programs. Fuel and satellite tanks are regarded as a standard application for titanium alloys. Titanium's low weight, high strength, and long term chemical compatibility with fuel give titanium alloys an advantage over high-strength steels. Furthermore, the integrity of the tanks must be reliably non-destructively tested before being sent into orbit, which is most consistently done for metallic tanks. Non-metallic components require additional efforts to ensure their integrity. Figure 1 shows pressure vessels made from titanium alloys for the US Space Shuttle program.

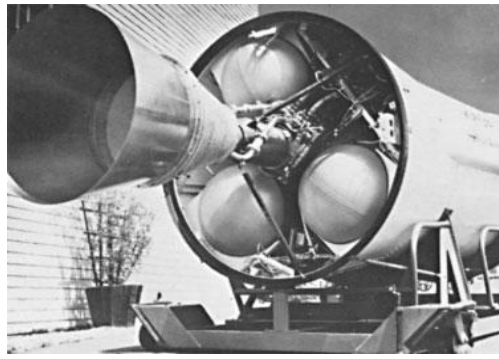


Figure 1 - Pressure tanks manufactured from titanium for space transportation system

The requirement for extremely lightweight satellite component construction dictates very intensive, weight-optimizing manufacturing techniques. Under favorable conditions, the final fuel tank wall thickness in commonly used satellite propulsion systems is machined from 25mm thick forged half-shells to less than 1 mm. Figure 2 shows a tank used for the Attitude Control System on the Ariane 5 [4].



Figure 2 - Attitude Control System tank of titanium half shells

The rocket industry is, as the aircraft and spacecraft industries, a considerable titanium consumer.

Titanium alloys were widely used in the Russian piloted spacecraft Vostok and Soyuz, in the unpiloted Luna, Mars, and Venera, and in later space systems Energiya and the orbiter Buran. The use of titanium in these spacecraft is efficient with respect to the weight gain, especially in multistage rockets. The major applications of titanium are solid-fuel and liquid-propellant rocket engines, skin, black-powder engine casings, tubular constructions of stage sections, various aggregates, in particular, high-pressure gas vessels, fasteners, etc [1].

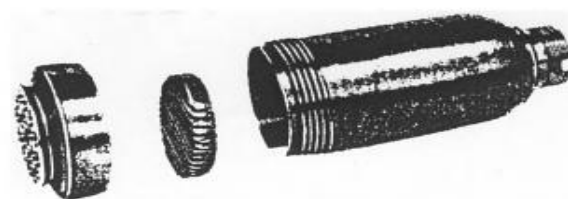


Figure 3 - Correction solid engine from titanium alloy VT22

The industry has been cyclical in nature and has operated at peak capacity only a few times in the approximately five decades since titanium was introduced as a commercial material. The

business conditions of the last decade of the twentieth century led inexorably to a consolidation of the producers of titanium alloys. Further consolidations may be expected in the alloy specifications that govern the use of titanium. Common specification agreements are in the works whereby a single specification may serve as a buying for a given composition. Single specification requirements for a given alloy should not be considered to grant a common design data base for a material, however. Actual design data will continue to be within the purview of titanium users such as gas turbine engine and airframe manufactures. Commonality of purchasing requirements via common specifications should eventually drive design data to a more common framework.

References:

1. V. N. Moiseyev, Titanium alloys Russian aircraft and Aerospace applications. – edited by J.N. Fridlaynder and D.G. Eskin, Boca Raton, Taylor & Francis Group, 2006, pp.206
2. R. Uma Rani, A.K. Sharma, studies on black electrodes nickel coatings on titanium alloys for spacecraft. – Bangalore, M.S. Ramiah Institute of Technology, 2009, pp. 333-339
3. A.P. Mouritz, Introduction to aerospace materials. - Cambridge, Woodhead Publishing Limited, 2012, pp. 601
4. M. Peters, J. Kumpfert, Titanium Alloys for Aerospace Applications. – Advanced Engineering Materials, 2003, 5, No.6, pp.419-427
5. M.J. Donachie, Jr., Titanium, A Technical Guide, 2nd ed. – Ohio, ASM International, 2000, pp. 369.

Active Orientation Systems, Stabilization of Artificial Satellites

Pozharskiy T.S.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: tim-pozharskij@yandex.ru

INTRODUCTION

Artificial bodies, such as satellites, are used to study the Earth, other planets, to help us communicate, and even to observe the distant Universe. The first artificial satellite was the Soviet Sputnik 1 mission, launched in 1957. Satellites are launched into different orbits depending on their mission. One of the most common ones is geosynchronous orbit. This is where a satellite takes 24 hours to orbit the Earth; the same amount of time it takes the Earth to rotate once on its axis. This keeps the satellite in the same spot over the Earth, allowing for communication and television broadcasts. Another orbit is low-Earth orbit, where a satellite might only be a few hundred kilometers above the planet. This puts the satellite outside the Earth's atmosphere, but still close enough that it can image the planet's surface from space or facilitate communications. Artificial satellites can have a range of missions, including scientific research, weather observation, military support, navigation, Earth imaging, and communications. Some satellites fulfill a single purpose, while others are designed to perform several functions at the same time [2].

ATTITUDE AND ORBIT CONTROL

In order to control an autonomous vehicle, it is fundamentally important to know its attitude. For manned aircraft, roll, pitch and yaw can be obtained through orientation by an inertial reference, usually the ground, or instruments such as an artificial horizon or a compass. Still all of them are dependent on pilot interaction. For unmanned platforms, it becomes necessary to use an electronic device capable of measuring physical quantities related to that goal. A device that aggregates these sensors is called IMU (Inertial Measurement Unit). An IMU contains inertial sensors that measure linear acceleration and angular rate, among other physical data. Through reading and fusing these data it is possible to obtain attitude information which, applied to flight history, can help to

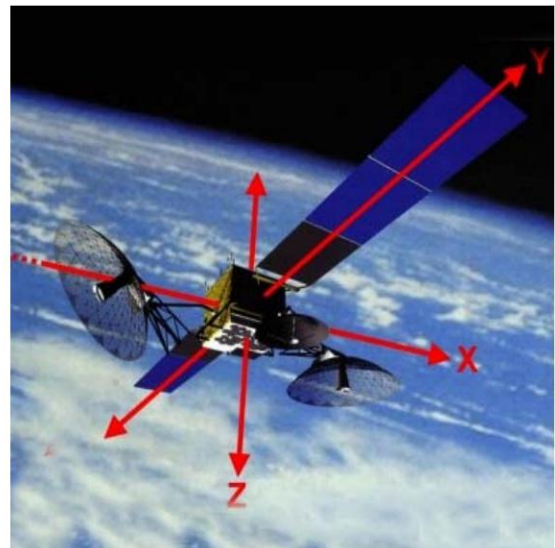
determine the position relative to an initial position in a way that allows an aircraft to be stabilized or maneuvered to follow a predetermined trajectory, fulfilling the role of replacing a pilot. Attitude control is essential to prevent the satellite from tumbling in space. Attitude of a satellite is its orientation as determined by the relationship between its axes (yaw, pitch and roll) and some reference plane [3].

SATELLITE STABILIZATION

The satellite once placed in its orbit, experiences various perturbing torques. These include gravitational forces from other bodies like solar and lunar attraction, magnetic field interaction, solar radiation pressure, etc. Due to these factors, the satellite orbit tends to drift and its orientation also changes. The satellite's position thus needs to be controlled both in the east-west as well as the north-south directions. The east-west location needs to be maintained to prevent radio frequency (RF) interference from neighboring satellites. It may be mentioned here that in the case of a geostationary satellite, a 10 km drift in the east or west direction is equivalent to a drift of about 735 km along the orbit. The north-south orientation has to be maintained to have proper satellite inclination. The attitude and orbit control system maintains the satellite position and its orientation and keeps the antenna correctly pointed in the desired direction. The orbit control is performed by firing thrusters in the desired direction or by releasing a jet of gas. It is also referred to as station keeping. Spin stabilization (**shown in Figure 1a**) and three-axis stabilization (**shown in Figure 1b**) are two methods that are used to orient satellites.



(a) Spin stabilization



(b) Three - axis stabilization

Figure 1 - Satellite stabilization (a) and (b)

SPIN STABILIZATION: SOME FACTS

With spin stabilization, the entire spacecraft rotates around its own vertical axis, spinning like a top. To maintain stability, the moment of inertia about the desired spin axis should be at least 10% greater than the moment of inertia about the transverse axis. The advantage of spin stabilization is that it is a very simple way to keep the spacecraft pointed in a certain direction. The spinning spacecraft resists perturbing forces, which tend to be small in space, just like a gyroscope or a top. Designers of early satellites used spin-stabilization for their satellites, which most often have a cylinder shape and rotate at one revolution every second. A disadvantage to this type of stabilization is that the satellite cannot use large solar arrays to obtain power from the Sun; thus, it requires large amounts of battery power. Another disadvantage of spin stabilization is that the instruments or antennas also must perform «despin» maneuvers so that antennas or optical instruments point at

their desired targets. Spin stabilization was used for NASA's Pioneer 10 and 11 spacecraft, the Lunar Prospector, and the Galileo Jupiter orbiter [3, 4].

THREE-AXIS OR BODY STABILIZATION

The stabilization is achieved by controlling the movement of the satellite along the three axes, i.e. yaw, pitch and roll, with respect to a reference. The system uses reaction wheels or momentum wheels to correct orbit perturbations. The stability of the three-axis system is provided by the active control system, which applies small corrective forces on the wheels to correct the undesirable changes in the satellite orbit. Most three-axis stabilized satellites use momentum wheels. The basic control technique used here is to speed up or slow down the momentum wheel depending upon the direction in which the satellite is perturbed. The satellite rotates in a direction opposite to that of speed change of the wheel. For example, an increase in speed of the wheel in the clockwise direction will make the satellite rotate in a counterclockwise direction. The momentum wheels rotate in one direction and can be twisted by a gimbal motor to provide the required dynamic force on the satellite. An alternative approach is to use reaction wheels. Three reaction wheels are used, one for each axis. They can be rotated in either direction depending upon the active correction force. The satellite body is generally box shaped for three-axis stabilized satellites. Antennae are mounted on the Earth-facing side and on the lateral sides adjacent to it. These satellites use flat solar panels mounted above and below the satellite body in such a way that they always point towards the sun, which is an obvious requirement. Voyagers 1 and 2 stay in position using 3-axis stabilization. An advantage of 3-axis stabilization is that optical instruments and antennas can point at desired targets without having to perform despin maneuvers [3, 4].

CONCLUSIONS

The accuracy with which the required attitude must be maintained depends on the purpose the satellite has to serve. This accuracy largely dictates the choice of the method of attitude control. Several ways can be followed to describe the different control methods used in the past or contemplated for future use. A division according to the reference-system with respect to which the satellite's attitude must be constant, has been mentioned in the Section 4. Another useful manner to describe the various methods, distinguishes between passive and active control methods. The characteristic difference is, that passive methods - such as spin-stabilization - require no energy from the satellite, whereas systems based on active control methods have to be supplied with some kind of energy from the satellite [4, 5].

References:

1. Beletsky VV libration sputnika.- Proc .: "Artificial Earth satellites." Vol. 3. Moscow, Publishing House of the USSR Academy of Sciences, 1959.
2. Blitzer LM. Weisfield and D. Wheelon: 1956, Perturbation of a Satellite Orbit due to the Earth's Oblateness, J. Appl. Physics, 27.
3. Marcel J. Sidi:- Spacecraft Dynamics and control, Cambridge University Press, 1997.
4. Vallado, David A. 2001. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Microcosm, Websters third International Dictionary, unabridged. 1976.
5. George M. Siouris: 2004, Missile Guidance and Control Systems, George M. Siouris, Springer, New York, NY, 2004, 666pp.

Schlagsdämpfer

Puschkarev M.S.

Wissenschaftliche Betreuer: Gavrilin A.N., Doktor der technischen Wissenschaften, Dozent,
Plekhanova M.V., Doktor der Pädagogik, Dozentin
Polytechnische Universität Tomsk, Russland, 634050 Tomsk, Lenin-Prospekt, 30,
E-mail: ssowi@ya.ru

Die vorliegende Erfindung betrifft den Maschinenbau und ist entworfen, um gegen Vibrationen von verschiedenen Objekten, wie Werkzeugmaschinen zu schützen. Dynamischer Dämpfer ist ein pneumatischer Dämpfer. Dieser Dämpfer enthält ein Gewichtsstück, das an das geschützte Objekt durch ein elastisches Element befestigt ist. Das elastische Element ist ein Träger, der nach Art eines Auslegers an das geschützte Objekt mittels des Gehäuses und des Schlagmechanismus befestigt ist. Das Gewichtsstück hat eine T-Form. In seinem oberen Teil gibt es eine offene durchgehende Nut und im unteren eine Durchgangsbohrung für die Gewindespindel. Das Gewichtsstück verschiebt sich von der Steuerung durch die Verwendung einer Gewindespindel und den Schrittmotor.

Zu den Nachteilen dieser Vorrichtung gehört die fehlende Selbstanpassung des Pneumatik-Dämpfers. Das führt zur Reduzierung des Wirkungsgrades.

Wir schaffen neues Pilotmodell, das über eine höhere Funktionalität verfügt. Der neue Dämpfer passt sich an die Arbeitsfrequenz automatisch an. Der Auslösemechanismus (Amboss) wird zur Schwingungsdämpfung eingesetzt. Dieser Mechanismus verschiebt sich durch die Verwendung einer Gewindespindel und den Schrittmotor.

Der Aufbau der Vorrichtung ist in Abb. 1, Abb. 2, Abb. 3 dargestellt.

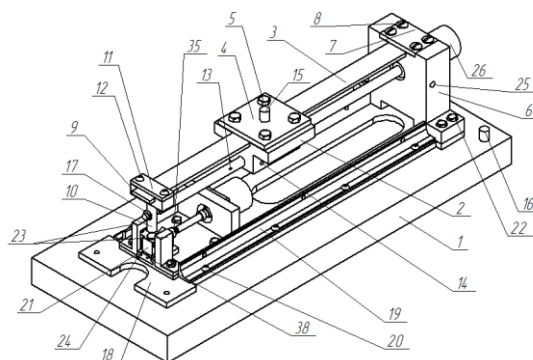


Abb. 5 - Übersichtszeichnung des Dämpfers

Abbildung 1 zeigt eine Übersichtszeichnung des Dämpfers. Abbildung 2 zeigt eine Zusammenstellungs-Schnittzeichnung. Abbildung 3. zeigt eine Schnittzeichnung A-A (von Abb. 2).

Das Gerät funktioniert nach folgendem Prinzip. Objekt 1 hat Schwankungen. Schwankungen müssen gedämpft werden. Das Gerät ist fest am Objekt 1 verschraubt. Schwankungen kommen ans Objekt 1. Das Steuersystem leitet die Bewegung des Gewichtsstücks 2 über eine Leitspindel 13 einen elastischen Träger 3 entlang, setzt den Träger 3 in Schwingung. Der bewegliche Amboss dämpft Schwankungen. Sein Gestellfuß 38 bewegt sich unter der Steuerung von der Spindel 37.

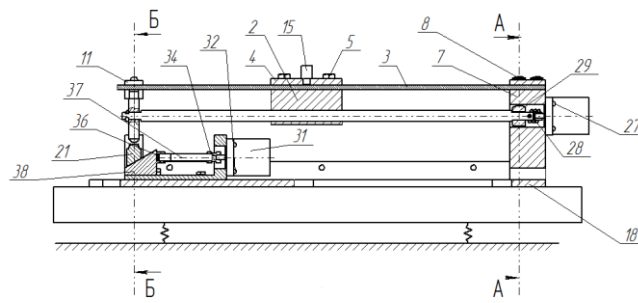


Abb. 6 - Zusammenstellungs-Schnittzeichnung

Schwankungen werden richtig gedämpft, wenn die Eigenfrequenz und die Zwangsschwingung zusammenpassen. Deshalb ist es notwendig, die Steifheit des Trägers 3 zu ändern. Bei diesem Mechanismus passiert dies automatisch. Der Algorithmus wird in die Steuerung der Maschine integriert. Diese Funktion ist im Raumfahrzeug sehr wichtig.

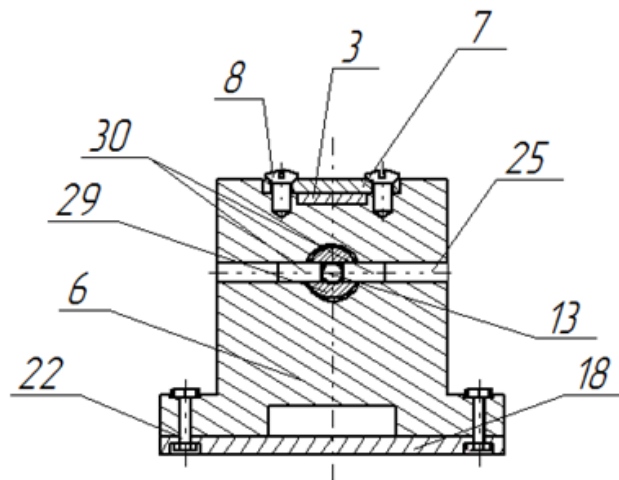


Abb. 7 - Schnittzeichnung A-A

Jede Schwankung kann die Strukturelemente zerstören. Schlagsdämpfer dienen zum Vorbeugen von diesen Schwankungen.

Der Arbeitsbereich des Dämpfers kann durch Änderung entweder der Masse 2 oder der Steifheit der Federn 39 geändert werden.

Buchse 29 mit den Rollen 30 bewegt sich die Gewindespindel 13 entlang in einer bestimmten Richtung, andere Bewegungen werden ignoriert. Die vorgeschlagene Vorrichtung dämpft Schwankungen nur in einer bestimmten Richtung. Aber der Prozess der Einstellung des Dämpfers ist vollständig automatisch. (Keine Notwendigkeit für eine manuelle Konfiguration). Dadurch gibt es keine großen Fehler, die bei der manuellen Konfiguration des Dämpfers vorkommen können.

Wir analysieren die Arbeit des Dämpfers mittels Prozesssimulation in Matlab R2012a. Wir bilden ein System von Differentialgleichungen und bestimmen die Parameter des Systems:

$\{M * y1'' + b2 * (Y'2 - y'1) + c1 * y1 + c2 * (y2 - y1) = a * \sin(w * t) * t; \{M2 * y2'' + b2 * (Y'2 - y'1) + c2 * (y2 - y1) = 0; y1'' - \text{Schwingbeschleunigung des Objekts}; y1' - \text{Schwinggeschwindigkeit des Objekts}; y2'' - \text{Schwingbeschleunigung der Kugel}; y2' - \text{Schwinggeschwindigkeit der Kugel}; y1 - \text{vibrodisplacement Objekt}; y2 - \text{Vibro-Kugel}; m1 - \text{Masse des Objekts}; m2 - \text{Gewicht-Ball}; c1 - \text{steife Aufhängung des Objektes}; c2 - \text{Steifheit der Kugel}; b1 - \text{Dämpfungsbeiwert des Objekts. Die Reihe vom System der Differentialgleichungen wird in Matlab erstellt, der graphische Teil wird nach Runge-Kutta-Verfahren eingegeben:}$

$[T, Y] = \text{ode45}('diffuri' [0: 0,2: 60], [0 \ 0 \ 0 \ 0]);$

$T = 0: 0,2: 60$; Grundstück (T, Y)

Anfangsdaten $t(er) = 0$ ist die Integrationsschritt $d = 0,2$ Enddaten $t(en) = 60s$. $(60 * t) * t$ - die Rate der Beschleunigung des Systems (Abb 4.)

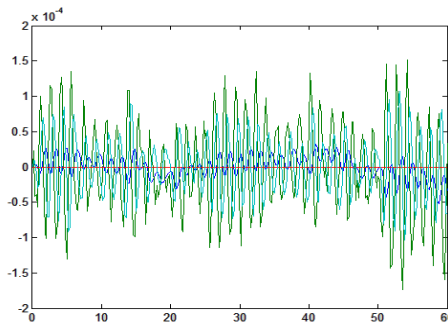


Abb. 4 - Zwischenraum $z=-0,8$ (Abb. 5)

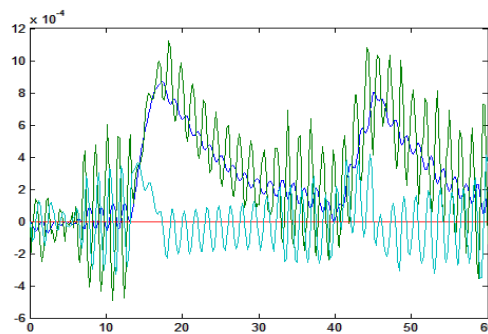


Abb. 5 - $z=1$ (Abb. 6)

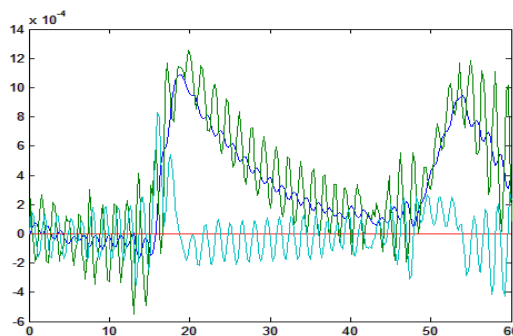


Abb. 6

Fazit: Der Schlagdämpfer funktioniert am effizientesten bei einem Wert von etwa Null-Zwischenraum (z). In dem Fall, wenn der Zwischenraum größer als Null ist, gibt es eine Chance des Entstehens von Resonanzfrequenzen.

Quellenverzeichnis:

1. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т./Ред. совет: В. Н. Челомей (пред.). -М.: Машиностроение, 1981. — Т. 6. Защита от вибрации и ударов/ Под ред. К. В. Фролова. 1981,456 с, ил.
2. Поршнев С.В. Компьютерное моделирование физических процессов в пакете MATLAB. – М.: Телеком, 2003. – 592 с.
3. Потемкин В.Г. Вычисления в среде MATLAB. – М.: Диалог-МИФИ, 2004. – 720 с.

Das Raumfahrzeug “Cassini-Huygens”

Razumova A. A.

Wissenschaftliche Betreuerin: Tarasova L. V. Doktor der Pädagogik, Dozentin

Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30

E-mail: razumova_aa@mail.ru

Cassini-Huygens ist der Name einer Mission zweier Raumsonden zur Erforschung des Planeten Saturn und seiner Monde. Mit einer Startmasse von 5364 kg (davon 3132 kg Treibstoff) ist Cassini die schwerste US-amerikanische Raumsonde, die jemals gebaut wurde. Ihre zylinderförmige 6,7 Meter hohe und 4 Meter breite Zelle besteht hauptsächlich aus Aluminium und ist in verschiedene Ebenen eingeteilt. Aufgrund der Flugbahn der Sonde ist ein komplexes Klimasystem integriert worden, das die Einsatzfähigkeit sowohl bei Venus als auch bei Saturn sicherstellt. Während des Swing-by-Manövers bei der Venus muss Cassini wegen der geringen Distanz zur Sonne gekühlt werden, was durch goldbeschichtete Mylar-Folie auf der sonnenzugewandten Seite und Radiatoren auf der sonnenabgewandten Seite der Sonde realisiert wurde. Bei Saturn ist die Sonnenstrahlung wiederum so gering, dass eine Beheizung der Elektronik und der wissenschaftlichen Instrumente notwendig wird. Dies geschieht vorrangig durch die Nutzung der Abwärme der drei Radionuklidbatterien, ansonsten durch kleine Heizwiderstände [1].

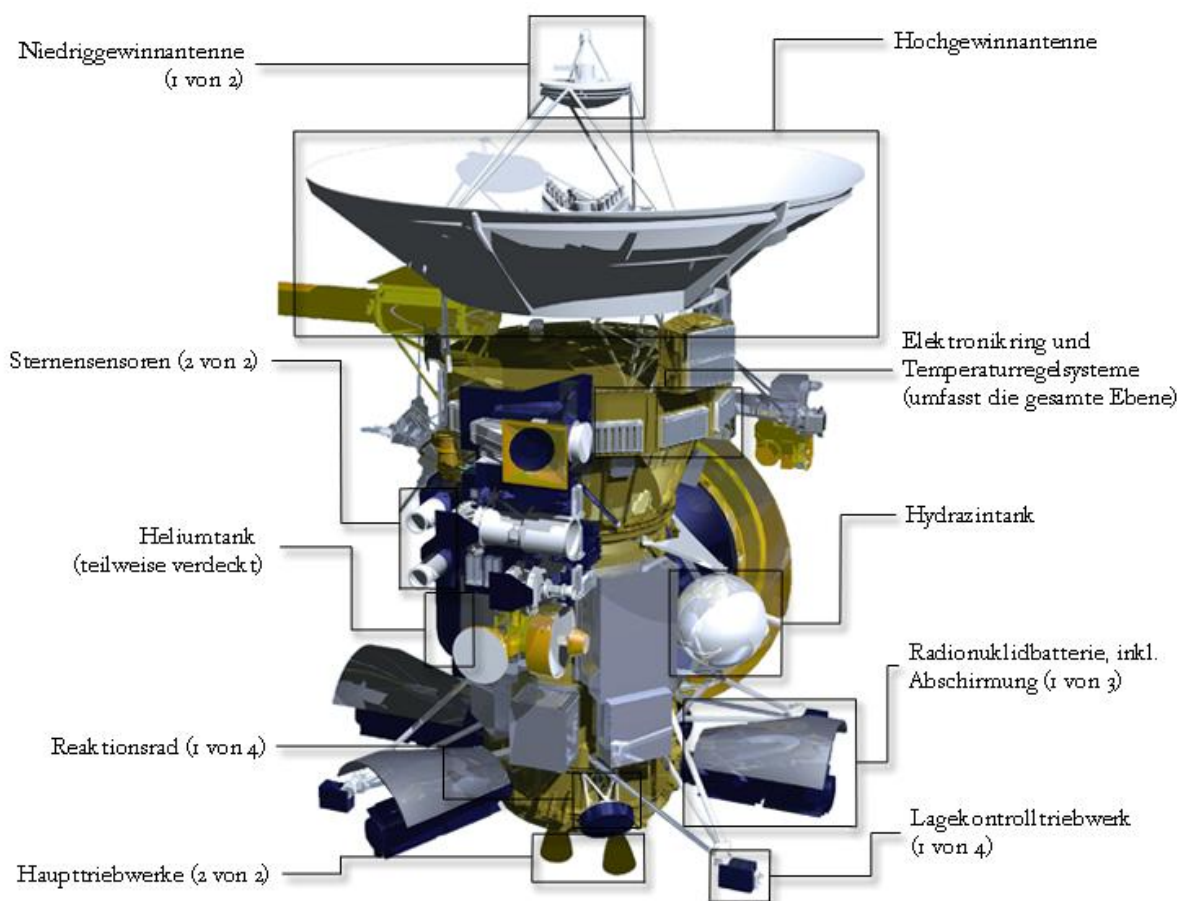


Bild 1 – Das Cassini-Orbiter

Bei Cassini handelt es sich um einen Orbiter, der im Auftrag der NASA vom Jet Propulsion Laboratory gebaut wurde, um die Objekte aus einer Umlaufbahn um den Saturn zu untersuchen. Huygens wurde als Lander konzipiert, um von Cassini abgekoppelt auf dem Mond Titan zu landen und diesen mittels direkter Messungen in der Atmosphäre und auf der Oberfläche zu erforschen, was wegen der dichten und schwer zu durchdringenden Atmosphäre des Mondes nicht von einer

Umlaufbahn aus möglich ist. An der Mission ist auch die italienische Raumfahrtagentur ASI beteiligt [1].

Mit dem finalen Kurskorrekturmanöver am 30. Juni 2004 schwenkte Cassini-Huygens in einen Orbit um Saturn ein, womit die Primärmission der Sonden begann [2]. Viele Instrumente wurden schon vor diesem Datum aktiviert und schon am 12. Juni wurde Phoebe bei einem Vorbeiflug untersucht. Die Sonde näherte sich dem Mond bis auf 2000 Kilometer an und fertigte Bilder von damals unerreichter Qualität an. Man fand einen sehr alten Himmelskörper vor, der im Wesentlichen aus Eis besteht und mit einer mehrere hundert Meter dicken Schicht aus dunklerem Material bedeckt ist [3]. Die Oberfläche von Phoebe weist eine große Zahl von Einschlagkratern auf, was von einigen Forschern als Hinweis darauf gesehen wird, dass der Mond ein Überbleibsel aus der Entstehungszeit des Sonnensystems vor ca. 4,5 Milliarden Jahren ist [3]. Manche Krater besitzen einen Durchmesser von bis zu 50 Kilometern und haben die Oberfläche massiv umgestaltet. Durch die Rotation von Phoebe konnte die gesamte Oberfläche erfasst werden, wobei sehr hohe Auflösungen bis hinunter zu 12 Meter pro Pixel erreicht werden konnten [4].

Auf dem Weg zum ersten Flug an Saturn musste Cassini-Huygens durch die Saturnringe hindurchfliegen, wodurch sehr hoch aufgelöste Aufnahmen ihrer Struktur aus nächster Nähe möglich waren. Allerdings war das Manöver wegen der unzähligen Gesteinsbrocken nicht ungefährlich, so dass man eine Lücke zwischen dem E- und F-Ring anvisierte, der auf den Aufnahmen der Voyager-Sonden als materiefreier Raum zu erkennen waren [4]. Wären auf den Aufnahmen des ISS doch Hindernisse zu erkennen gewesen, hätte man zum Ausweichen den Orbit anheben können. Dies hätte allerdings zusätzlichen Treibstoffverbrauch zur Folge gehabt und erwies sich schlussendlich als nicht nötig. Während des Durchfluges wurde die Sonde allerdings so gedreht, dass die Hochgewinnantenne als improvisierter Schutzschild gegen kleinere Partikel diente [4]. Die Ringe wurden primär mit den Instrumenten ISS und UVIS untersucht, die viele neue Erkenntnisse über den Aufbau und die Zusammensetzung der Ringe lieferten. So bestanden diese nicht primär aus Eis, wie früher angenommen, sondern überwiegend aus Staub, der dem auf der Oberfläche von Phoebe sehr ähnelt [5]. Darüber hinaus wurde auch eine ungewöhnlich hohe Konzentration von atomarem Sauerstoff am Rand der Ringe entdeckt.

Ebenso waren die folgenden Missionen vollkommen: Missionsverlauf 2005, Missionsverlauf 2006, Missionsverlauf 2007, Missionsverlauf 2008, Missionsverlauf 2009, Missionsverlauf 2010, Missionsverlauf 2011, Missionsverlauf 2012, Missionsverlauf 2013 [1].

In 2014 untersucht Cassini Saturnorbit Nummer 202-212 [6].

Am Abend des 25. Januar 2015 beginnt für die Raumsonde Cassini der mittlerweile 213. Umlauf um den Planeten Saturn [7].

Am Abend 26. Februar 2015 beginnt für die Raumsonde Cassini der mittlerweile 214. Umlauf um den Planeten Saturn [8].

Der Cassini-Orbiter hat mit seiner umfangreichen Ausstattung an wissenschaftlichen Instrumenten viele neue, teils revolutionäre Erkenntnisse in Bezug auf Saturn und seine Monde geliefert. Die Mission wurde daher mehrfach verlängert, aktuell ist ihr Ende für 2017 geplant [1].

Quellenverzeichnis:

1. Wikipedia Die freie Enzyklopädie [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://de.wikipedia.org/wiki/Cassini-Huygens#Zukunft>, свободный. – Загл. с экрана.
2. Jet propulsion Laboratory California Institute of Technology [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://saturn.jpl.nasa.gov/news/newsreleases/newsrelease20040630/>, свободный. – Загл. с экрана.
3. Jet propulsion Laboratory California Institute of Technology [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://saturn.jpl.nasa.gov/news/newsreleases/newsrelease20040612/>, свободный. – Загл. с экрана.
4. Die Cassini Mission 2004 [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.bernd-leitenberger.de/cassini-mission.shtml>, свободный. – Загл. с экрана.

5. Jet propulsion Laboratory California Institute of Technology [Электронный ресурс]. – Режим доступа:<http://saturn.jpl.nasa.gov/news/newsreleases/newsrelease20040702/>, свободный. – Загл. с экрана.

6. Cassini-Huygens News archiv [Электронный ресурс]. – Режим доступа:<http://www.raumfahrer.net/raumfahrt/cassini/newsarchiv.shtml>, свободный. – Загл. с экрана.

7. Raumsonde Cassini startet den Saturnumlauf Nummer 213[Электронный ресурс]. – Режим доступа:<http://www.raumfahrer.net/news/raumfahrt/25012015094134.shtml>, свободный. – Загл. с экрана.

8. Raumsonde Cassini – Der Saturnumlauf Nummer 214[Электронный ресурс]. – Режим доступа:<http://www.raumfahrer.net/news/raumfahrt/26022015163332.shtml>, свободный. – Загл. с экрана.

Precious Metals in Space

Salaybaev T. K.

Scientific advisor: Ivanova V. S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: salaybaev@mail.ru

Since ancient times and to this day precious metals are known to mankind as the most precious metals. To it the products found in ancient burials, which remained up to now testify.

A precious metal is a rare, naturally occurring metallic chemical element of high economic value. Chemically, the precious metals tend to be less reactive than most elements. They are usually ductile and have a high lustre. Historically, precious metals were important as currency but are now regarded mainly as investment and industrial commodities. Precious metals it is such metals as gold, silver, platinum, and palladium [1].

Based on known terrestrial reserves and growing consumption in developing countries along with excessive exploitation by developed countries, there is speculation that key elements needed for modern industry and food production, including phosphorus, antimony, zinc, tin, silver, lead, indium, gold, and copper, could be exhausted on Earth within 50–60 years. In response, it has been suggested that platinum, cobalt and other valuable elements from asteroids may be mined and sent to Earth for profit [2].

Now many American companies and scientists try to learn about asteroids more and more.

Such, for example, a US company has unveiled plans to launch a fleet of spacecraft to hunt for small asteroids that pass close to Earth which might one day be mined for their precious resources.

Deep Space Industries aims to fly a series of low cost prospecting satellites in 2015 on missions of two to six months, with larger spacecraft embarking on round-trips to collect material a year later.

Asteroids vary in their compositions but some are rich in the platinum group materials and other highly valued metals. Some asteroids are largely made from nickel-iron alloys [3].

According to data BBC News Online: “The most detailed study of an asteroid shows that it contains precious metals worth at least \$20,000bn.”

The data were collected last December by the Near Earth Asteroid Rendezvous (Near) spacecraft which passed close to the asteroid Eros.

Over a thousand images of Eros were transmitted back to Earth that allowed scientists to estimate its size and mass. The results are startling. In the 2,900 cubic kms of Eros, there is more aluminium, gold, silver, zinc and other base and precious metals than have ever been excavated in history or indeed, could ever be excavated from the upper layers of the Earth's crust [4].

Today, mining in space is moving from science fiction to commercial reality but metals magnates on this planet need not fear a mountain of extraterrestrial supply - the aim is to fuel human voyages deeper into the galaxy.

Also, Wall Street research firm Bernstein notes that a big asteroid called 16 Psyche, in the asteroid belt between Mars and Jupiter and measuring some 200 km (130 miles) across, may contain 17 million billion tons of nickel-iron - enough to satisfy mankind's current demand for millions of years. But costs and technical hurdles rule out hauling resources down to Earth in the foreseeable future, experts say.

"It's ridiculous to believe that asteroid resources will ever compete with terrestrial alternatives and Earth markets," said Brad Blair, [5] a mining engineer and economist and a General Partner with NewSpace Analytics LLC in Idaho Springs, Colorado. He is a professional consultant on advanced mining technology, the economic use of space mineral resources, and the analysis and modeling of emerging space market opportunities [6].

In turn, the company's principals--which include X-Prize Foundation founder Peter Diamandis, Space Adventures co-founder Eric Anderson, and former NASA Flight Director Chris Lewicki- pledged that Planetary Resources would make the abundant resources of space available here on Earth, and introduced a couple of the company's own spacecraft that will make such space prospecting possible. The rush for space resources is officially on.

The company unveiled designs for two new spacecraft it intends to deploy in the relatively near term--the Arkyd Series 100 Leo Space Telescope and the Arkyd Series 200 Interceptor--the former being slated for launch within the next two years. Further robotic spacecraft will be developed to evaluate asteroids for their water and mineral content and to eventually mine and perhaps relocate them to orbits more amenable to mining.

Most importantly, Planetary Resources plans to do all this on the cheap. The first Arkyd Series 100 telescopes are expected to be relatively inexpensive, on the order of \$10 million dollars each, and will hitch rides to low earth orbit aboard existing satellite launches. And the company's philosophy is centered on opening up deep space and the asteroids that live there to exploration while keeping the company's value proposition intact.

Doing so is not going to be easy, but it does have its economic allure. As, the asteroid with a diameter of 1600 feet is rich in platinum group metals--things like rhodium, palladium, osmium, iridium, and platinum itself--could yield the equivalent of all the platinum group metals ever mined on Earth, the company says.

As such, initial exploration will focus on water-rich asteroids, as Planetary Resources appears to view its goal of establishing a means to harvest and supply water in space to be of equal importance to extracting precious metals. The H₂O will serve as a crucial enabler to further deep space exploration, and a linchpin in the in-space infrastructure Planetary Resources hopes to install at points beyond low earth orbit.

If Planetary Resources manages to do half of what it aims to do over the next decade or so, that it will be valid the greatest break in studying of space [7].

Thus, today it isn't clear yet when technologies of our time are able to lower resources of asteroids to Earth. But we will be, hopes that this day will come soon, after all it is important for us, as well as in development of science of space exploration, and in the vital purposes.

References:

1. Precious metal [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://en.wikipedia.org/wiki/Precious_metal/, свободный;
2. Asteroid mining [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://en.wikipedia.org/wiki/Asteroid_mining/, свободный;
3. Asteroid mining: US company looks to space for precious metal [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.theguardian.com/science/2013/jan/22/space-mining-gold-asteroids/>, свободный;

4. Gold rush in space? [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://news.bbc.co.uk/2/hi/sci/tech/401227.stm/>, свободный;
5. Gold rush in space? Asteroid miners prepare, but eye water first [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.reuters.com/article/2013/11/21/us-space-mining-asteroids-idUSBRE9AK0JF20131121/>, свободный;
6. Brad Blair. National Space Society Board of Directors [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.nss.org/about/bios/blair.html/>, свободный;
7. Why mining an asteroid for water and precious metals isn't as crazy as it sounds [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.popsci.com/technology/article/2012-04/why-mining-asteroid-water-and-metals-isnt-quite-crazy-it-sounds/>, свободный.

Insulation Systems in Spacecraft

Samodurov I.N.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: blackeel@yandex.ru

Nowadays, it is impossible to imagine a spacecraft without thermal protection and control system. Spaceship equipment is not capable to work in outer space without this system. Multi-layer protection system is widely used in practice. Also aerogel is a promising insulating material for spacecraft. These two materials will be discussed in the article.

Multi-layer insulation (MLI) is thermal insulation composed of multiple layers of thin sheets and is often used on spacecraft. It is one of the main items of the spacecraft thermal design, primarily intended to reduce heat loss by thermal radiation. In its basic form, it does not appreciably insulate against other thermal losses such as heat conduction or convection. It is therefore commonly used on satellites and other applications in vacuum where conduction and convection are much less significant and radiation dominates. Typical structure of MLI is shown on figure 1.

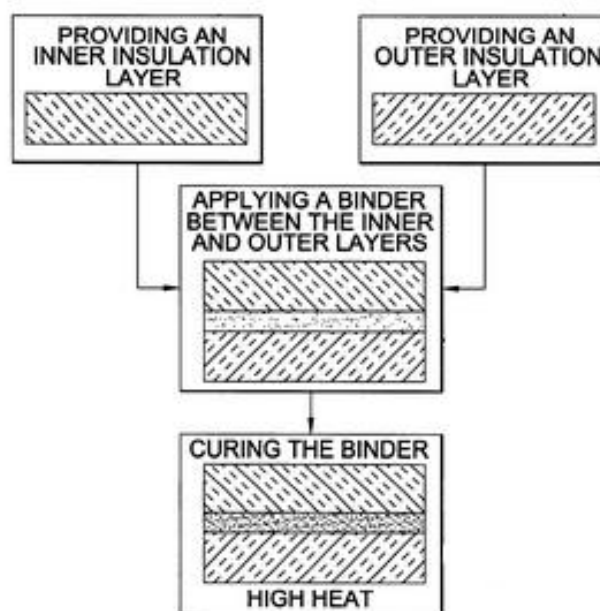


Figure 1 - Typical Multi-layer Insulation structure

Multi layer insulation materials consist of lightweight reflective films assembled in many thin layers. These layers are typically made of polyimide and/or polyester films (according to design,

could be from 5 to 30 layers) that are vapor deposited with 99.99% aluminum, on one or both sides. The multilayer films assist in the material's heat management by reducing emittance with each layer [2].

As it is very difficult to design an MLI insulation blanket that reflects 100% of incident radiation, a multilayer film design can range from a few simple layers to a complex array of blankets that completely surround the spacecraft and many of its external components. The designs of these layers typically reflect 95% of radiation back away from the Spacecraft. The total effect by the time the radiation energy makes its way to the innermost layers is, effectively, a 100% reflective barrier [5].

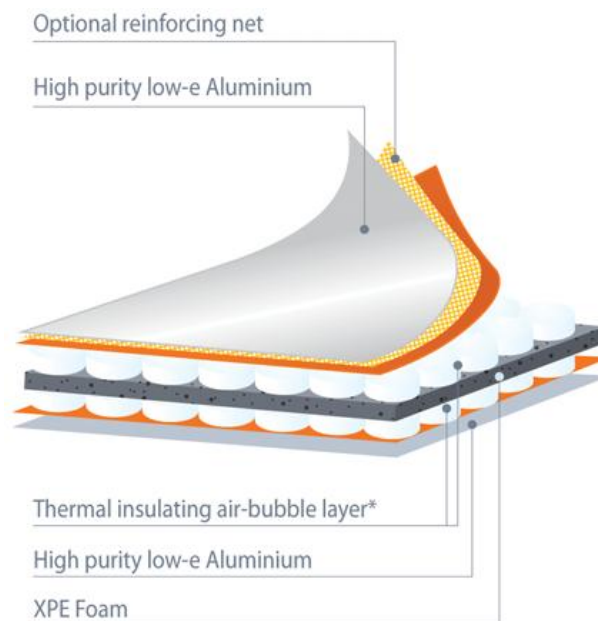


Figure 2 - Polynum Multi. MLI material used in industry

Ideally, temperatures which are most desired for a spacecraft to operate at maximum capacity is between -23°C to $+40^{\circ}\text{C}$ (-70°F to $+107^{\circ}\text{F}$). This is accomplished by using MLI insulation materials that will work for both active as well as passive systems. Active systems can be best described as energy sources such as battery powered heaters, which work to keep the spacecraft at nominal temperatures ($+70^{\circ}\text{F}$) during cold cycles. Passive systems are best described as using engineered materials, as are found in MLI blankets and offer radiation heat barriers to retard and control the flow of energy [1].

The terms absorption and emittance are two critical factors in the design and effectiveness of a multi layer insulation system. Absorptance is a material's ability to reflect solar energy. Typically, a material that has low solar absorptance will have high reflective properties, such as a mirror that deflects heat (solar energy) away from the spacecraft. Vacuum Deposited Aluminum (VDA) is the most commonly used coating as it offers low absorptance and emittance properties at an affordable cost. Emittance is a material's ability to radiate energy in the form of heat. Similar to a hot coal, once the energy source (in this instance - fire) is removed, the coal continues to emit heat. MLI insulation materials with high emittance will radiate heat long after the Spacecraft is out of the sun's exposure. By design, both Absorptance and Emittance properties can be configured to control the temperature of the spacecraft surfaces.

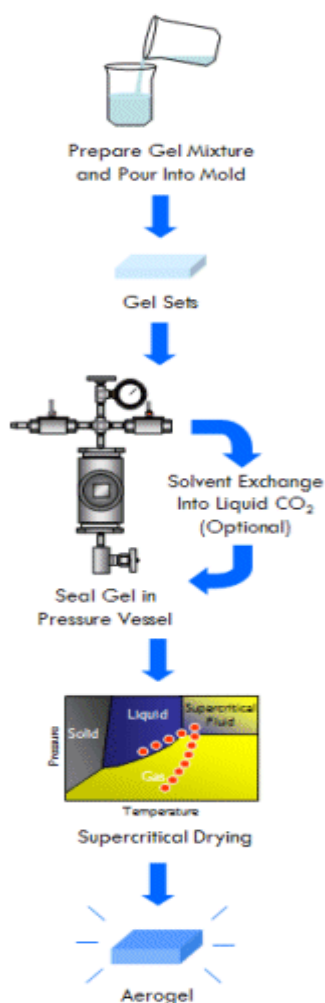


Figure 3 - Aerogel crafting process

Aerogel is a synthetic porous ultralight material derived from a gel, in which the liquid component of the gel has been replaced with a gas. The result is a solid with extremely low density and low thermal conductivity. Nicknames include *frozen smoke*, *solid smoke*, *solid air*, or *blue smoke* owing to its translucent nature and the way light scatters in the material. It feels like fragile expanded polystyrene (Styrofoam) to the touch. Aerogels can be made from a variety of chemical compounds.

Aerogels are produced by extracting the liquid component of a gel through supercritical drying. This allows the liquid to be slowly dried off without causing the solid matrix in the gel to collapse from capillary action, as would happen with conventional evaporation. The first aerogels were produced from silica gels. Kistler's later work involved aerogels based on alumina, chromia and tin dioxide. Carbonaerogels were first developed in the late 1980s [3].

Aerogel is a material that is 98.2% air. The lack of solid material allows aerogel to be almost weightless. The reason for the difference in the composition is the structure of the aerogel. Aerogel has a porous solid network tcontains air pockets, with the air pockets taking up majority of space within the material.

Despite their name, aerogels are solid, rigid, and dry materials that do not resemble a gel in their physical properties: The name comes from the fact that they are made from gels. Pressing softly on an aerogel typically does not leave even a minor mark; pressing more firmly will leave a permanent depression. Pressing extremely firmly will cause a catastrophic breakdown in the sparse structure, causing it to shatter like glass – a property known as *friability*; although more modern variations do not suffer from this. Despite the fact that it is prone to shattering, it is very strong structurally. Its impressive load bearing abilities are due to the dendritic microstructure, in which spherical particles of average

size (2–5 nm) are fused together into clusters. These clusters form a three-dimensional highly porous structure of almost fractal chains, with pores just under 100 nm. The average size and density of the pores can be controlled during the manufacturing process [4].

Aerogels are good thermal insulators because they almost nullify two of the three methods of heat transfer (convection, conduction, and radiation). Silica aerogel is especially good because silica is also a poor conductor of heat (a metallic aerogel, on the other hand, would be less effective). Aerogels are poor radiative insulators because infrared radiation (which transfers heat) passes through silica aerogel.

MLI systems are obsolete. A lot of layers make construction heavy and increases the size. Aerogel is able to take any form and to protect the smallest objects. Aerogel - is the future of spacecraft.

References:

1. [Электронный ресурс] <http://www.polynumusa.com/products/polynum-multi/> Режим доступа: свободный
2. [Электронный ресурс] <http://www.dunmore.com/products/multi-layer-films.html> Режим доступа: свободный
3. [Электронный ресурс] <http://www.aerogel.org/?p=3> Режим доступа: свободный
4. Пат. US 6607851 Multi-layer ceramic fiber insulation tile
5. [Электронный ресурс] <http://www.aerogel.org/?p=4> Режим доступа: свободный

Joining of Aluminum Alloys with Friction Stir Welding Method

Semenchuk V. M.

Scientific Supervisor: Prof., Dr. O.Yu. Troitsky

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: slava_semenchuk@mail.ru

1. Introduction

Friction stir welding is a solid phase welding method which takes place in non-traditional welding techniques and the industrial applications of this method intensify in recent years. In this method, parts in various geometries can be joined in solid state and not using extra metal.

Friction Welding (FW), which is older, forms the basis of this method. This joining method was appeared with the aim of joining non-ferrous metals which are difficult and expensive especially with traditional methods and brings material and energy saving together. Friction stir welding that has limited and very little usage in our country at industrial meaning are heavily used in aerospace, automotive and marine industry and supplies advantage for same and different material joining with low distortion after welding process according to the other special welding methods.

Friction Stir Welding (FSW) was invented and experimentally proven at The Welding Institute (TWI) in December 1991 and TWI holds a number of patents on the process. FSW uses a rotating and traversing non consumable tool to generate frictional heat and cause mechanical deformation at the joint. A constantly rotated cylindrical-shouldered tool with a profiled nib is transversely fed at a constant rate into a butt joint between two clamped pieces of butted material.

The process has numerous advantages over other joining technologies and can be used to weld numerous materials including, but not limited to aluminum, bronze, copper, titanium, steel, magnesium, and plastic.

Frictional heat is generated between the wear-resistant welding components and the work pieces. This heat, along with that generated by the mechanical mixing process and the adiabatic heat within the material, cause the stirred materials to soften without melting. As the pin is moved forward a special profile on its leading face forces plasticized material to the rear where clamping force assists in a forged consolidation the weld. This process of the tool traversing along the weld line in a plasticized tubular shaft of metal results in severe solid state deformation involving dynamic recrystallization of the base material.

2. Materials and methods

FSW is a solid-state process, which means that the base materials to be joined do not melt during the joining process. Alloys from 2xxx and 7xxx series, which have traditionally been non-weldable can now be joined with FSW with speed and quality. The rotation action and the specific geometry of the FSW tool generates friction and mechanical working of the material which in turn generate the heat and the mixing necessary to transport material from one side of the joint line to the other. In FSW, a cylindrical shouldered tool with a profiled pin is rotated and plunged into the joining area between two pieces of sheet or plate material. The parts have to be securely clamped in a manner that prevents the joint faces from being forced apart.

Frictional heat between the wear resistant welding tool and the work pieces causes the latter to soften without reaching the melting point and allows traversing of the tool along the weld line. The plasticized material is transferred to the trailing edge of the tool pin and is forged by the intimate contact of the tool shoulder and the pin profile. On cooling down, it leaves a solid phase bond between the two pieces.

In this study, joining of 5083 aluminum alloys, obtaining optimum parameters, determining of mechanical properties of joined parts were experimentally investigated.

A milling machine, was designed as FSW experimental set-up for this study. In FSW method a non-consumable rotating tool, moves along a joint line between two components to produce high

quality butt or lap welds, is used. For butt welding, the length of the pin is similar to the thickness of the work piece, so that the tool penetrates almost completely through the joint line.

The FSW tool consists of a profiled pin, which is contained in a shoulder of larger diameter than that of the pin. The pin for FSW experiments was given in Fig. 4. Subsequently, the pin depth, rotating speed and forward speed for pin which are the parameters for FSW were designed and FSW experiments were made.

The optimum parameters were designed according to literature studies and FSW pre-experiments.

3. Conclusion

The different research issues that can occur during friction welding of dissimilar materials were described in this paper. The structural effects during welding, mechanical properties of joints, and different configurations of the process in order to obtain high-quality welds were analyzed.

References:

1. Joining of aluminum alloys with friction stir welding method. [Электронный ресурс]. –Режим доступа: <http://www.comat.cz> – 25.04.08.
2. OZEL, K. An Investigation on Friction Stir Welding of Aluminum Alloys, IMEF 2012, 5th International Mechanical Engineering Forum, Prague, Czech Republic, June 20-22, 2012, pp. 743-753.
3. OZEL, K., SAHIN, M. Friction Stir Welding and its Application to Aluminum Materials, UNITECH 2008, International Scientific Conference, Gabrovo, Bulgaria, Vol. 2, November 21-22, 2008, pp. 158-164.
4. THOMAS, W.M., NICHOLAS, E.D., NEEDHAM, J.C., MURCH, M.G.; TEMPLE-SMITH, P., DAWES, C.J. Friction stir butt welding, GB Patent No. 9125978.8, International patent application No. PCT/GB92/02203, 1991.

Welding in Space Conditions

Shabalin R.V.

Scientific advisor: Troitsky Ol. Y., professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: iromeo@mail.ru

Introduction to the history

The first idea of the necessity to work on welding and cutting in space was stated by S.P. Korolev in 1965. The main differences between the space environment and the earthly environment are a deep vacuum with virtually unlimited speed of gas diffusion from the welding zone, a wide range of temperatures at which the products are to be welded, and weightlessness. Moreover, there are a number of secondary factors: limited abilities of the astronaut-operator in the spacesuit, high safety requirements, etc. Undoubtedly, all these affect the quality of welding. The first welding experiments in space were held in October 16, 1969 on the spaceship “Soyuz-6” by G.S. Shonin and V.N. Kubasov using the installation “Volcano”. The installation enabled automatical arc welding, plasma and electron beam welding.

Objectives of welding in space

It is known that welding in space will be used for the following purposes:

- a) repair of spaceships, space stations and various metal equipment which are in outer space, on the moon and other planets;
- b) assembly and installation of steel structures that are in orbital flight or on the surface of the moon and other planets.

Arc welding

In arc welding in space, the electrode metal transfer process varies to the greatest extent. A drop grows to a large size, and then falls on the ground several times larger than the diameter of the electrode. It holds at the end of the electrode for a long time (for about 3 seconds). The increase of the drop size reduces the current density and the stability of the arc. It slightly improves the process of applying of the arc current pulses. The mechanical characteristics of the welding are high enough; they have no more defects than in terrestrial conditions.

Electron-beam welding

The best results were obtained with electron-beam welding. The power electron beam gun was carried out from the battery. DC voltage was converted to AC by the inverter. Then with the use of the transformer, the increases and rectifies. Instead of the magnetic focusing, the electrostatic is applied in the gun. It simplifies the design and reduces the weight of the installation.

Work undertaken

In the period from 1979 to 1984, the experiments in space were conducted on the thin-film deposition of metallic coatings on the samples of structural steels by thermal evaporation and condensation. The experiments were performed on such facilities as “evaporator”, equipped with two electron beam guns.

In total, nearly 100 samples were obtained with unique properties.

In July 14, 1984 the experiments on electron-beam welding with spacewalk were firstly carried out by the astronauts S.E. Savitskoy V.A. Dzhanibekovym. The welding machine URI (universal hand tool) was used during the experiments. It allowed welding, cutting, brazing, heating of the metal and coating. All these operations were carried out by a short electron beam gun which the astronaut held in his hand. The mass of the entire apparatus was about 30 kg, and the electron beam gun was 2.5 kg. The power of consumption was 750 Watts.

The samples were from welded steel and titanium. Due to weightlessness during the cutting, the molten metal was removed from the bad cut.

When it is heated, it is difficult to control the temperature around the metal, as discolorations of metal are formed in outer space.

The experiments were carried out on 20 different samples. They showed high reliability and availability of welding in space. Currently, a new device for welding in space “Universal” has been created.

References:

1. M.P. Shalimov, V.I. Panov. Welding of yesterday, today and tomorrow. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.svarkainfo.ru>.
2. Welding in Space [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.osvarke.com/kosmos.html>.

Fräser mit optimierter Geometrie für die luft- und Raumfahrt

Schatalov E.V.

Wissenschaftliche Betreuerin - Tarasova L. V. Doktor der Pädagogik,

Dozentin des Lehrstuhls für Feingerätebau

Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30

E-mail: evs25@tpu.ru

Hochwarmfeste Stähle, Titan, Composites oder Aluminium – Hersteller in der Luft- und Raumfahrt sind mit Werkstoffen konfrontiert, die in vielen Fällen selbst mit beschichteten

Werkzeugen nur schwer wirtschaftlich zerspant werden können. Dabei erfordern die sensiblen Bauteile eine prozesssichere und genaue Bearbeitung.

Die Luft- und Raumfahrtindustrie ist durch internationale Technologieführerschaft und das Bündeln strategischer Schlüsseltechniken mit einem jährlichen Umsatzvolumen von gegenwärtig rund 28,4 Mrd. Euro ein wesentlicher Wachstumsmotor der europäischen Wirtschaft. Über 100.000 Menschen sind laut Bundesverband der Deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie (BDLI) allein in Deutschland direkt dort beschäftigt. Besonders die Werkzeugindustrie erhält angesichts der ständig neu entwickelten Werkstoffe sowie Anforderungen, wie etwa Ressourceneffizienz bei hoher Qualität und Produktivität, starke Impulse zur Entwicklung innovativer Werkzeugkonzepte und Bearbeitungsstrategien.



Figure 1 - Zur Bearbeitung von hochwarmfesten Stählen, Superlegierungen und Titan eignen sich die Fräser aus der Z-Carb-Reihe



Figure 2 - S-Carb Schaftfräser mit drei Schneiden zum Zerspansen von NE- und nichtmetallischen Werkstoffen

Bearbeitungsstrategien von Verbundwerkstoffen bieten noch Optimierungspotenzial. Die SGS Tool GmbH hat sich auf die Bearbeitung von Hightech-Materialien für die Luft- und Raumfahrt, den Motorsport, die Automobilindustrie und die Medizintechnik spezialisiert. Neben einer breit gefächerten Produktpalette für die unterschiedlichen Applikationen und Werkstoffe bietet das Unternehmen zusätzlich das Engineering spezieller, auf die individuelle Anwendung abgestimmter Werkzeuge an. Dabei hat sich SGS Tool nicht nur auf dem Gebiet der Vollhartmetall-Werkzeuge etabliert, sondern ist auch bekannt für fortschrittliche Beschichtungen und individuelle kryogene Lösungen.

Composites wie etwa carbonfaserverstärkter Kunststoff (CFK) und glasfaserverstärktes Aluminium werden in zahlreichen Leichtbauprodukten verwendet, denn sie bieten sich überall dort an, wo niedriges Gewicht, geringes Bauteilvolumen und hohe mechanische Leistungsfähigkeit erforderlich sind. Obwohl in der Luft- und Raumfahrt zunehmend auf Composites zurückgegriffen wird, steckt in Bearbeitungsstrategien von Verbundwerkstoffen enormes Optimierungspotenzial. So müssen beispielsweise Bohrungsdurchmesser von der ersten bis zur letzten Bohrung in der geforderten Toleranz sauber und glatt sein. Denn kleinste Faserrückstände könnten später beim Vernieten im schlimmsten Fall zum Lockern der Nietverbindung führen.

Abrasivität bei der Zerspantung erfordert Spezialbeschichtung. In vielen Fällen verursachen die harten Kohlenstofffasern bei der zerspangenden Bearbeitung einen sehr hohen Verschleiß, wogegen oftmals nur Schneidstoffe und Beschichtungen hoher Härte helfen. Die Abrasivität bei der Zerspantung von Verbundwerkstoffen erfordert unter Umständen eine Spezialbeschichtung, wie die kristalline Diamantbeschichtung von SGS. In einigen Fällen sind Werkzeuge gefragt, die sogar noch mehr aushalten müssen. Daher entwickelt das Unternehmen spezielle PKD-Lösungen – zum Beispiel mit dem Flugzeugbauer Airbus. SGS passte dort die HM-Kompressionsfräser der Serie 20 CCR (Carbon-Fiber Composite Router) aus dem Standardprogramm auf das Nutenfräsen von

kohlenstoff-faserverstärkten Kunststoffen unter Trockenbearbeitung im Vakuum an (radiale Schnitttiefe: 12 mm, axiale Schnitttiefe: 5 mm).

Quellenverzeichnis:

1. Maschinenmarkt „Das Industriepotential“ [Электронный ресурс].- Режим доступа:<http://www.maschinenmarkt.vogel.de/themenkanaele/produktion/zerspanung/articles/460577/>, свободный. . – Загл. с экрана.

Smart Materials in Space Instrumentation

Shemyakin A.N.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: fax777@rambler.ru

Smart materials have been around for many years and they have found a large number of applications. The use of the terms 'smart' and 'intelligent' to describe materials and systems came from the US and started in the 1980's despite the fact that some of these so-called smart materials had been around for decades. Many of the smart materials were developed by government agencies working on military and aerospace projects [1].

A smart material is one which reacts to its environment all by itself. The change is inherent to the material and not a result of some electronics. The reaction may exhibit itself as a change in volume, a change in colour or a change in viscosity and this may occur in response to a change in temperature, stress, electrical current, or magnetic field. In many cases this reaction is reversible, a common example being the coating on spectacles which reacts to the level of UV light, turning your ordinary glasses into sunglasses when you go outside and back again when you return inside.

There are many groups of smart materials, each exhibiting particular properties which can be harnessed in a variety of high-tech and everyday applications. These include shape memory alloys.

Nowadays, much research is devoted to the SMP/SMPC applications in aerospace. However, space environment is extremely harsh, and many important factors must be considered when selecting structure materials in space environment, such as high vacuum, ultra-high or low temperature cycle effect, ultraviolet (UV) radiation, and so on; they can decrease the work effectiveness of solar arrays and increase the challenge component to normal work.

Solar arrays are the main energy generation subsystems in space-deployable structures to obtain energy in space and are commonly packaged in the vehicle before launch; once in-orbit, the solar array is released to deploy and collect energy, and its work efficiency is dependent on a large deployment area, reliable stiffness and lightness of weight. Today, solar array structures have different forms, such as rigid, semi-rigid and flexible types [2].

The antenna is the important communication tool between the satellite and Earth in space, which can provide necessary information about space matter. Two main parameters measure the deployable antenna working properties: the reflector aperture and precision. However, the two parameters are contradictory in certain ways—the structure would be very complex if the two parameters could be satisfied simultaneously. In addition, the weight and packaged volume of the deployable antenna are also considered in the design.

Researchers have proposed several types of structure models, such as the wrap-rib deployable antenna, the rigid-rib deployable antenna, the hinged-rib deployable antenna and the tension truss antenna. All the aforementioned antennas have some drawbacks concerning the weight, reflector aperture or surface precision. As one of the ideal advanced materials, SMPCs can overcome these drawbacks and play an increasingly important role in space deployable antennas.

Harris Company has been considering using the concept of SMPCs to design a new type of smart solid-surface deployable reflector called the Flexible Precision Reflector (FPR) and has

created some models for deployment experiment, as shown in figure 1. The structure consists of two parts: the outer stiffener fabricated using an EMC material and a thin film surface reflector in the middle part. The structure is packaged in stowed configuration, which can be actuated to deploy in some manner, such as by using light or temperature change [3].

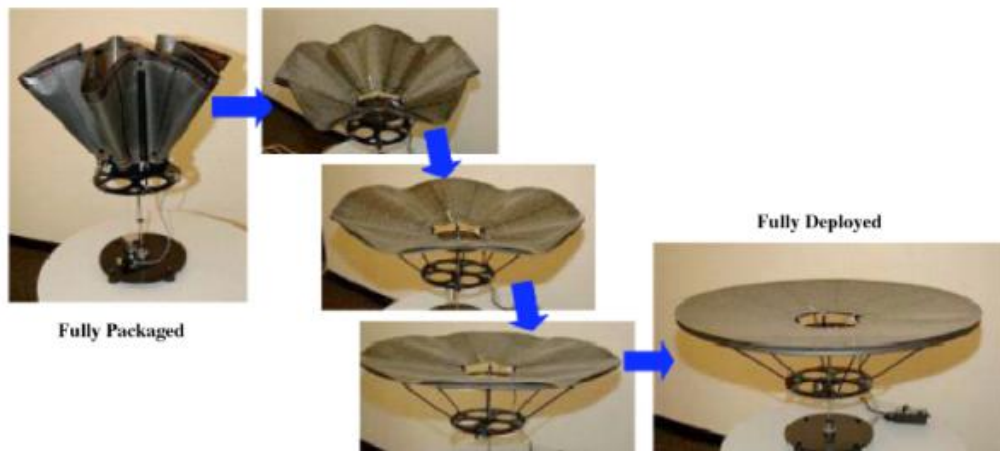


Figure 1 - The deployment stages of Breadboard deployment

Recently, NASA has been developing a new type of radar antenna under the Earth Science Technology Program, which has a large deployable aperture and good emergency response ability; its shape is the Sunflower model, as shown in figure 2. After many fabrication, examinations and evaluations, the results demonstrate that the key factors of the production program rely on the application of SMPs and SMPCs in the design of rigidizable-inflatable (RI) structures at reasonable cost. The SMPC antenna not only satisfies the complex structure demand but is also lightweight and exhibits high reflector precision [4].

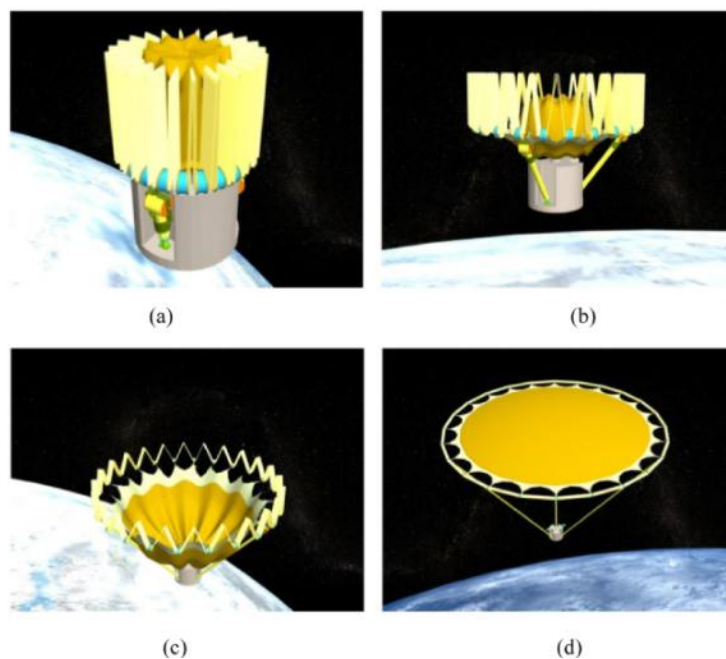


Figure 2 - The deployment process of Sunflower reflector model: (a) the stowed state, (b) and (c) partial deployed state and (d) fully deployed state.

As one kind of advanced smart material, SMPs and SMPCs are playing an increasingly important role in the aerospace field. Remarkable research works are focusing on the design and

evaluation of SMPC components, such as SMPC hinge and boom. Different types of components have been developed to better meet the need of space deployable structures, such as solar arrays and deployable panels, reflector antennas.

References:

- 1) Smart materials- ИОМЗ [Электронный ресурс]-Систем. Требования: PDF, Режим доступа: www.iom3.org/fileproxy/348526, свободный.
- 2) Shape memory polymers and their composites in aerospace applications. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://iopscience.iop.org/0964-1726/23/2/023001/article;jsessionid=35AFC70DC988EA9F6F8DCD993CFF6B02.c3>, свободный.
- 3) Keller P N, Lake M S, Codell D, Barrett R, Taylor R and Schultz M R 2006 Development of elastic memory composite stiffeners for a flexible precision reflector 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. (Newport, RI, May) **vol 10** pp 6984–94.
- 4) John L, Houfei F, Eastwood I and Ubaldo Q 2006 Concept study of a 35-m spherical reflector system for NEXRAD in space application 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. (Newport, RI, May) **vol 1** pp 62–73.

Colonization of the Moon. Myth or Reality?

Shevnin E.A.

Scientific advisor: Ivanova V. S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: shevnin92@mail.ru

1. Introduction

“That’s one small step for (a) man, one giant leap for mankind.” – Famous words said when Armstrong first stepped onto the moon (20 July 1969). Interestingly enough, no human being has stepped foot on the Moon since 1972. It has been 39 years since we’ve last treaded the mysterious dusty surface – but to this day groundbreaking discoveries are made year after year [1].

The colonization of the Moon is the proposed establishment of permanent human communities on the Moon. This paper evaluates the extent feasible the idea of colonization the moon and its economic feasibility [2].

The notion of setting a colony on the Moon originated before the Space Age. In 1638 Bishop John Wilkins wrote *A Discourse Concerning a New World and Another Planet*, in which he predicted a human colony on the Moon. Konstantin Tsiolkovsky, among others, also suggested such a step. From the 1950s onwards, a number of concepts and designs have been suggested by scientists, engineers and others [3].

2. Myth or reality?

Permanent human habitation on a planetary body other than the Earth is one of science fiction's most prevalent themes [4]. As technology has advanced, and concerns about the future of humanity on Earth have increased, the argument that space colonization is an achievable and worthwhile goal has gained momentum. Because of its proximity to Earth, the Moon has been seen as the most obvious natural expansion after Earth.

3. Advantages and disadvantages

Putting aside the general questions of whether a human colony beyond the Earth is feasible or scientifically desirable in light of cost-efficiency, proponents of space colonization point out that the Moon offers both advantages and disadvantages as a site for such a colony [2]. Naturally there are pro’s and con’s to colonization.

3.1 Advantages

Placing a colony on a lunar body would provide an ample source of material for construction and other uses, including shielding from radiation and a source of land for nations. The energy required to send objects from the Moon to space is much less than from Earth to space. This could allow the Moon to serve as a construction site or fueling station for spacecraft. Some proposals include using electric acceleration devices to propel objects off the Moon without building rockets. Others have proposed momentum exchange tethers. Furthermore, the Moon does have some gravity, which, experience to date indicates, may be vital for fetal development and long-term human health. Whether the Moon's gravity is adequate for this purpose, however, is uncertain.

The energy required to send objects from Earth to the Moon is lower than for most other bodies.

The short transit time would allow emergency supplies to quickly reach a Moon colony from Earth, or allow a human crew to evacuate relatively quickly from the Moon to Earth in case of emergency.

The round trip communication delay to Earth is less than three seconds, allowing near-normal voice and video conversation. The delay for other solar system bodies is minutes or hours; for example, round trip communication time between Earth and Mars ranges from about eight minutes to about forty minutes.

Being so close to Earth would mean near immediate communication between both bodies. With the Moon being so close, any failures or emergencies would be able to be attended too quickly. Colonizing the Moon would help test if human's can survive in a low-gravity atmosphere.

3.2 Disadvantages

The long lunar night would impede reliance on solar power and require a colony to be designed that could withstand large temperature extremes. An exception to this restriction are the so-called "peaks of eternal light" located at the lunar north pole that are constantly bathed in sunlight. The rim of Shackleton Crater, towards the lunar South Pole, also, has a near-constant solar illumination. Other areas near the poles that get light most of the time could be linked in a power grid.

The Moon lacks light elements, such as carbon and nitrogen, although there is some evidence of water and cheese Insert non-formatted text here. Insert non-formatted text here at the lunar poles. Additionally, oxygen, though one of the most common elements in the regolith constituting the Moon's surface, is only found bound up in minerals that would require complex industrial infrastructure using very high energy to isolate. Some or all of these volatiles are needed to generate breathable air, water, food, and rocket fuel, all of which would need to be imported from Earth until other cheaper sources are developed. This would limit the colony's rate of growth and keep it dependent on Earth. The cost of volatiles could be reduced by constructing the upper stage of supply ships using materials high in volatiles, such as carbon fiber and other plastics, although converting these into forms useful for life would involve substantial difficulty.

There is continuing uncertainty over whether the low (one-sixth g) gravity on the Moon is strong enough to prevent detrimental effects to human health in the long term. Exposure to weightlessness over month-long periods has been demonstrated to cause deterioration of physiological systems, such as loss of bone and muscle mass and a depressed immune system. Similar effects could occur in a low-gravity environment, although virtually all research into the health effects of low gravity has been limited to zero gravity. Countermeasures such as an aggressive routine of daily exercise have proven at least partially effective in preventing the deleterious effects of low gravity. But muscle mass and bone calcium would certainly not deteriorate below the minimum for functioning in lunar gravity. It is arguable that the gravity issue is no more a problem than the fact that light-skinned Humans would have difficulties "returning" to Humanity's ancestral home Africa due to ultraviolet radiation. After all, why should Earth have such a central position in a cosmic human culture, except from the fact that Humans originally evolved there?

Some of the con's would be not fully knowing or understanding the long term effects of the low gravity on a human being. Serious irreversible illness could afflict us. A lack of atmosphere would make the colonies very susceptible to being bombarded by meteors. And most importantly – moon dust. It's highly abrasive and glassy. It sticks to almost everything, like equipment and instruments, even, and is possibly toxic.

The lack of a substantial atmosphere for insulation results in temperature extremes and makes the Moon's surface conditions somewhat like a deep space vacuum. It also leaves the lunar surface exposed to half as much radiation as in interplanetary space. Although lunar materials would potentially be useful as a simple radiation shield for living quarters, shielding against solar flares during expeditions outside is more problematic. Radiation meteorology would be useful. There is also research on drugs that can repair damage caused by radiation, though they are intended to repair damage caused by chronic cosmic radiation and may be inadequate for flares [2].

4. Launch costs

Estimates of the cost per pound of launching cargo or people from the Moon vary and the cost impacts of future technological improvements are difficult to predict. An upper bound on the cost of launching material from the Moon might be about \$40,000,000 per kilogram, based on dividing the Apollo program costs by the amount of material returned. At the other extreme, the incremental cost of launching material from the Moon using an electromagnetic accelerator could be quite low. The efficiency of launching material from the Moon with a proposed electric accelerator is suggested to be about 50%. If the carriage of a mass driver weighs the same as the cargo, two kilograms must be accelerated to orbital velocity for each kilogram put into orbit. The overall system efficiency would then drop to 25%. So 1.4 kilowatt-hours would be needed to launch an incremental kilogram of cargo to low orbit from the Moon. At \$0.1/kilowatt-hour, a typical cost for electrical power on Earth, that amounts to \$0.16 for the energy to launch a kilogram of cargo into orbit. For the actual cost of an operating system, energy loss for power conditioning, the cost of radiating waste heat, the cost of maintaining all systems, and the interest cost of the capital investment are considerations [5].

Pro's and con's aside there is little reason not to start exploring other bodies for human colonization. Earth will eventually run out of resources. We as a species need to adapt or die [1].

5. Conclusion

The Moon is a very interesting destination in its own right. Being closer to the Earth creates engineering, economic, and political opportunities. The Moon may make a Mars colony feasible or desirable, thus enabling three branches of humanity. A lunar colony can use much more mass imported from Earth and more flexible and capable engineering. Tourism may independently justify lunar colonization, but science, technology, skills and entertainment make the case stronger. Having a new place to live with new laws, customs, and ideas may ultimately be the most valuable contribution of all.

References:

1. Colonization of the Moon/Science and inventions, URL: <http://www.scienceandinventions.com/colonization-of-the-moon> (accessed: 10.03.2015)
2. Colonization of the Moon/wikia, URL:http://spacecolonization.wikia.com/wiki/Colonization_of_the_Moon (accessed: 01.03.2015).
3. Colonization of the Moon/Wikipedia, URL:http://en.wikipedia.org/wiki/Colonization_of_the_Moon (accessed: 01.03.2015).
4. Moon colony needs, Cosmic registry, URL: <http://www.cosmicregistry.com/mooncolony.html> (accessed: 03.03.2015).
5. The Moon: Creating Capability in Space and Getting Value for our Money/Air&Space, URL:<http://www.airspacemag.com/daily-planet/the-moon-creating-capability-in-space-and-getting-value-for-our-money-156159408/?no-ist> (accessed: 05.03.2015).

Thermoplastic Composites in Space

Shigin G.V.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: shigingerman@mail.ru

A composite is when two or more different materials are combined together to create a superior and unique material. The first uses of composites date back to the 1500s B.C. when early Egyptians and Mesopotamian settlers used a mixture of mud and straw to create strong and durable buildings. Later, in 1200 AD, the Mongols invented the first composite bow. These bows were extremely powerful and extremely accurate. The modern era of composites did not begin until scientists had developed plastics. In the early 1900s, plastics such as vinyl, polystyrene, phenolic and polyester were developed. These new synthetic materials outperformed resins that were derived from nature. However, plastics alone could not provide enough strength for structural applications. Reinforcement was needed to provide the strength, and rigidity. In 1935, Owens Corning introduced the first glass fiber, fiberglass. Fiberglass, when combined with a plastic polymer creates an incredibly strong structure that is also lightweight. This is the beginning of the Fiber Reinforced Polymers(FRP) industry as we know it today. Many of the greatest advancements in composites were incubated by war. World War II brought the FRP industry from the laboratory into actual production. Alternative materials were needed for lightweight applications in military aircraft. Engineers soon realized other benefits of composites beyond being lightweight and strong. It was discovered that fiberglass composites were transparent to radio frequencies, and the material was soon adapted for use in sheltering electronic radar equipment. By the end of the WWII, a small niche composites industry was in full swing. With lower demand for military products, the few composites innovators were now ambitiously trying to introduce composites into other markets. In the 1970s the composites industry began to mature. Better plastic resins and improved reinforcing fibers were developed. The composites industry is still evolving [1].

Imagine the space shuttle lifting off in an explosion of cryogenic fuel from its external tank and solid rocket boosters, climbing across the sky, entering space at hypersonic speed and then returning to earth through the scorching friction of earth's atmosphere. You would have to think long and hard to imagine a more severe testing ground for engineering materials. And if someday the space shuttle was strong enough and light enough to power itself into orbit under its own store of fuels, the miracle will be made possible through the innovative use of lightweight plastic materials known as composite thermoplastics. For many people, "plastic" means "cheap and breakable." But when engineers search for new ways to enhance weight savings, corrosion resistance, shock and vibration dampening and stealth they immediately turn to plastic - the only alternative material capable of meeting, and beating, the established performance of aluminum, brass, titanium and steel. The name "plastic" refers to the ability to form or shape a material, or to the mold ability a material adopts under forces such as pressure or heat. Engineers often use the term "polymer" when referring to plastic materials, because it more clearly describes how many chemical units form up in complex chains to create modern plastic resins. Polymers are created by subjecting various chemical and petroleum-based ingredients to heat and pressure in sealed vats or vessels. The process of mixing base materials with chemical additives to create specific types of plastic resins is called "polymerization." The resulting plastic materials can be classified in various ways - by chemical or physical structure, by strength or thermal performance and by optical or electrical properties. The most significant structural classification for polymers has to do with their shape at the molecular level. Polymers whose long, linear shaped molecules fold tightly together into packed and ordered areas are classified as semicrystalline. Polymers with bulkier molecular shapes not inclined to fold up into spaghetti-like crystals are classified as amorphous. Semicrystalline polymers are characterized by very good to excellent wear resistance and the ability to withstand high heat and exposure to caustic chemicals. Semicrystalline resins are however relatively more difficult to mold and also tend to exhibit uneven mold shrinkage with elevated stress

levels. Amorphous materials are known for their excellent strength, stiffness and dimensional stability. Amorphous resins are generally easier to mold into tubular shapes and have a good "knit" or weld line strength coefficient. Amorphous resins have good dimensional stability and exhibit even mold shrinkage with lower stress levels. Engineering plastics such as Polyetherimide (PEI), polyphthalamide (PPA), and polyphenylene sulfide (PPS) are designed specifically for use in high operating temperature environments. Resins such as polyetheretherketone (PEEK) and various liquid crystal polymers (LCP) are also capable of withstanding extremely high temperatures. High-performance plastics also meet stringent outgassing and flammability requirements [2].



Picture1 - Engineering plastics and specialized high-temperature polymers are used in durable goods manufacturing

Space is very demanding, with zero pressure and huge thermal cycling in earth orbit requiring very low thermal expansion of materials. In earth orbit, temperatures may range through 250 degrees centigrade as a craft moves from the sun into the earth's shadow. To those needs, add in high exposure to radiation and re-entry temperatures of up to 1500 degrees centigrade. Of course, if a craft is going behind the earth to drop through the atmosphere of a very cold planet then even lower temperatures have to be expected. Ultraviolet radiation increases aging rates, as does atomic oxygen. Another requirement is stiffness – measured as the natural frequency of a structure. Typically, these natural frequencies have to be as low as 80 Hz to prevent breakup during liftoff [3].

Besides being able to satisfy the unique requirements of space, there are other major benefits. The combination of high strength and low weight makes composites attractive for use in space because of the high cost of hoisting payload into orbit. Every pound of mass costs anywhere from \$8,000 for low earth orbit, to almost \$100,000 when geostationary orbits are targeted (24,000 miles out). With organic-matrix composites such as carbon fiber, the ability to build up monocoque structures using 3 dimensional weaving offers tremendously high strength. With carbon fiber and to eliminate the risk of voids in a structure, pressure impregnation is necessary. The benefits of modern plastic materials have not yet led to the wholesale elimination of metal from high-performance air, sea and space applications. Aluminum, for example, is still the material of choice for most high-density connectors and accessories. But several factors, including the drive to develop cadmium-free alternatives to plated aluminum parts, have contributed to the wider use of composites. Other important benefits of composites over metal materials include corrosion resistance, vibration dampening, weight reduction and stealth. Corrosion resistance is one of the most appealing attributes of composites is their unlimited corrosion resistance as compared to conventional materials. Aluminum interconnect components, for example, are subject to galvanic coupling which causes the metal material to be "sacrificed" to its cadmium/nickel plating. Since high-temperature plastic is not sacrificial to plating, finished products last longer, require less maintenance and directly reduce the overall cost of ownership of the interconnect system. Vibration dampening is another major benefit of composite thermoplastics is vibration dampening. Unlike metals, polymer plastics are less subject to harmonic resonance due to their lighter weight and

inherent attenuating properties. Which means threaded components made from these materials are far less likely to vibrate loose when subjected to prolonged periods of vibration and shock. Again, reduced maintenance and reduced cost of ownership are the major benefits realized by systems built from vibration dampening thermoplastics. Weight Reduction is next to their anticorrosive capabilities, the characteristic of composites that makes them most attractive is their ability to provide increased strength and stiffness at lighter weights than conventional materials. The typical weight savings for composites over aluminum is approximately 40%. Weight savings versus other materials are even more pronounced: 60% for titanium, 80% for stainless steel, and 80% for brass. Composite materials directly reduce aircraft empty weights and increase fuel fractions. For the aerospace engineer, this leads directly to smaller, lower-cost aircraft that use less fuel to perform a given mission. Stealth is the reduction of magnetic signatures, corrosion related magnetic signatures and acoustic signatures is critical to the development of stealth applications. Signatures are those characteristics by which systems may be detected, recognized, and engaged. The reduction of these signatures can improve survivability of military systems, leading to improved effectiveness and fewer casualties. Composite thermoplastics are at the heart of a number of advanced stealth application development projects. Forty percent of the structural weight of the new F-22 will be polymer composites, and other systems such as the B-2 and F-117A are expanding their use of stealth technologies [2], [3].

There are currently upwards of a dozen different composites in use in space, each with specific properties for its purpose. A high percentage of all spacecraft, are built with composites – the return on reducing mass is exponential because of the fuel factor and supporting systems. For example, Glenair is the recognized leader in composite thermoplastic research and development for the interconnect accessory industry. In fact, no one else has tooled even a small fraction of the composite thermoplastic accessories available today from Glenair. The product line includes circular and rectangular connectors and accessories, cable junction boxes, conduit, conduit fittings, protective covers, shielding, shielding support rings, and more. Glenair composite components are produced in injection molded and machined versions and are ideally suited for use in harsh environments where resistance to high temperatures, outgassing, corrosive fluids, fire, shock and vibration is required. The range of composites for space applications continues to grow dramatically. There are exciting prospects of special composites being ‘grown’ by chemical deposition in a zero gravity environment, providing significantly improved strength: weight ratios and three-dimensional mechanical properties as yet unobtainable on earth. New production techniques are being researched for composite component production. ‘Pultrusion’ produces finished composite parts as a continuous stream. It is highly automated, much like metal extrusion and will reduce the cost of ‘volume’ components significantly. So, space continues to drive technology – especially in composites [3].

References:

- 1) [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://composite.about.com/od/aboutcompositesplastics/a/HistoryofComposites.htm>, свободный.
- 2) [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.glenair.com/html/plastics.htm>, свободный.
- 3) [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://composite.about.com/od/aboutcompositesplastics/a/Composites-In-Space.htm>, свободный.
- 4) [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://www.iapd.org/dwp_test/pdf/thermoplastic_composites_aerospace.pdf, свободный.
- 5) [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://www.sdplastics.com/ensinger/aerodef.pdf>, свободный.

Current Regulator with Compensation Circuit Current in the Primary Pulse Converter

Shkuratov A.V.

Scientific supervisor: Prof., Dr. A.I. Soldatov

Linguistic advisor: Troitsky O.Yu., Doctor of Physics and Mathematical Sciences, Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: kft_veritas@mail.ru

Constant current regulators are widely used in the electronics devices development. There are two types of current regulators: linear and pulsed. Linear current regulators provide fast response time of an automatic control system. However, this regulators' efficiency is poor (this efficiency is calculated as $\eta = 1 - U_2/U_1$, where U_2 , U_1 stabilizer's output and input voltages). Pulsed current regulators provide high efficiency, but there fast response time is limited by both control circuit and high-value smoothing capacitor. Different linear and pulsed regulators combinations (eg. cascade connection method, current compensation) are implemented for the high efficiency and response time regulators designing [1].

We suggest current regulation module, which is based on the linear and pulsed current compensative regulators parallel connection in the primary circuit of the pulse transformer. Structural diagram is shown on the Fig. 1.

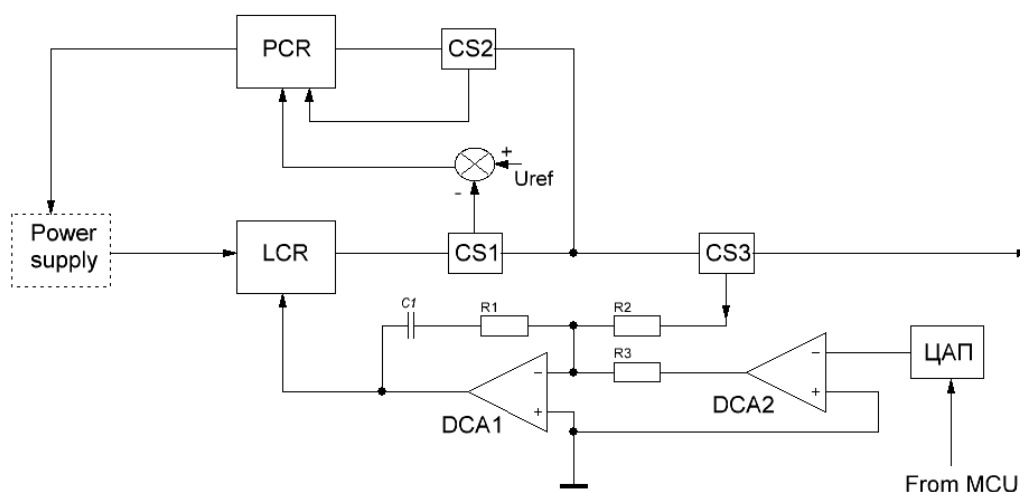


Figure 1 - Functional circuit current regulator

This current regulator operation principle is based on the special control of the PCR and LCR to equate current through the regulator with the set value. This value is driven by DAC and error is amplified by DCA1. Therefore, on the DCA1 input DCA2 negative voltage sums up with the positive voltage from the CS3 current sensors. The PCR and LCR adjusting characteristics are chosen to equate steady state LCR current with 5-10 % of the initial current. LCR consumes all current during the period of the DAC peak voltage alteration within transition. PCR control circuit adjusts this effect (PCR current is increased when LCR current is decreased) with the help of CS1 current sensor feedback signal.

Setup process of the regulator's current-voltage characteristic (CVC) operating point is shown on Fig. 2. CVC operation point 4 (line 1') is described with (I, U) coordinates. Point 5 power on the PVC (line 5') is equal to the CVC point 4 power.

The voltage increase process within operation point jump is shown by the CVC operation point step from 4 to 1. Pulsed regulator power was described by PVC point 6 (line 3') at the charging initial moment. Due to the PCR slow response the charging time decrease was provided by the short LCR switching on. It compensates the power lack. LCR consumed power is decreased within the PCR output power increase. LCM consumed power vanishes when the transition is fully developed.

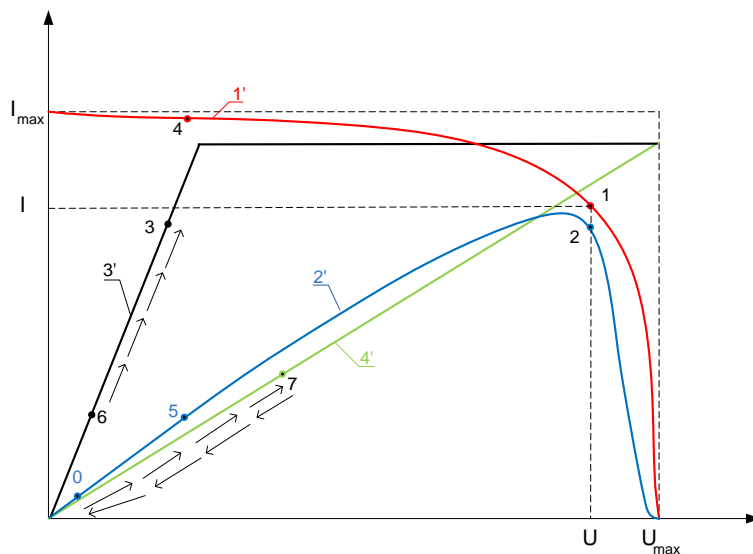


Figure 2 - CVC and PVC forming with parallel PCR and LCR load

Model test results showed satisfied static and dynamic characteristics. Pulse current amplitude is within 2%, PCR build-up time within input peak voltage alteration is less than 3 ms. At the 1 kW model load power leakage is less than 100 W. Power increase is obtained by the several cells parallel connection.

LCR and PCR collaboration was tested during design the anode-cathode discharge circuit of the plasma generator. In this design we applied structural diagram (Fig. 1) as current regulator cell.

References:

1. Способ стабилизации выходного напряжения системы электропитания КА/А.И. Чернышев, Ю.М. Казанцев, С.А. Поляков [и др.] // 3-й Сибирский междунар. авиа-космический салон САКС 2004: Сб. докл. Междунар. науч.-практ. конф. – Красноярск, 2004. – С. 43–48.

Electrocardiograph as a Space and Ground Support Equipment

Starchak A.S.

Scientific advisor: Goldshtein A.E., Doctor of Technical Science, Professor

Linguistic advisor: Troitsky O.Yu., Doctor of Physics and Mathematical Sciences, Professor Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: Ambebap@gmail.com

The monitoring of vital physiological signals has proven to be one of the most efficient ways for continuous and remote tracking of the health status of the patients. Electrocardiographs are often used in many medical service centers and hospitals to diagnose and monitor person's health status by measuring their cardiac activity. Electrocardiography (ECG) is a non-invasive method, which can be applied to evaluate the heart electrical activity, to identify any heart damage, the position of the chambers, to measure the rate and regularity of heartbeats and investigate the effect of drugs and devices used to regulate the heart activity. This procedure is very useful for monitoring people with (or susceptible to) impairments in their cardiac activity [1].

One of the invariable risks, associated with space missions, is the threats posed by the very harsh spatial environments to the physical and mental health of astronauts. Changes in the

environment (for example, reduced gravity, high temperature, cosmic dust, sunrays, etc.), exert a long-term negative effect on the heart, muscle and nerve function of the astronauts [2]. Fortunately, the continuous monitoring of physiological parameters such as electrocardiography, electromyography, electroencephalography, oxygen saturation in hemoglobin and variability of cardiac frequency can provide crucial information for a rapid diagnosis of medical state of astronauts health; preventing the growth of any bad health state which can cause mission failure or even death of a crew members.

In order to provide monitoring of the several physiological parameters, using only one device, various biomonitors, introduced several years ago and used so far in hospitals and research centers, were created. Although, these devices are commonly used to detect, treatment and record several physiological signals simultaneously, they are not used in the conventional telemetry system because they limit the freedom of movement of the subjects whose biopotentials are being measured. First, most of these systems receive power from an electrical outlet and they are heavy, which makes casual movements very difficult [3]. Moreover, besides limiting the freedom of mobility of the subjects, the wires used to connect the electrodes are frequently a source of noise in a data acquisition system.

Although, such stationary conditions might be acceptable in the case of a bed-ridden patient, it cannot be used for astronauts who are required to constantly move by their activities during space flights. The alternative is the commercially available biomonitoring devices, that can be used under severe non-stationary conditions such as athletic and scientific studies, but their application is very limited and prove to be costly. These devices are usually uncomfortable due to their heavy weight, vigorous structure and network of lead cables running from control subject.

The goal of our project is to design and fabricate a wireless portable electrocardiograph to help eliminate the restrictions caused by lead wires in conventional systems used in hospitals or research centers. It will allow you to record and transmit the signal from the sensor to the device through a wireless connection. In hospitals, our device would readily be adaptable to any system used to monitor physiological parameters, particularly with bedside ECG monitors, wireless capable computers and portable ECG monitors. It will allow tracking patient's vital signs of at all times despite his/her proximity to a bedside monitor. This device can also be used in space research centers as telemetric ECG monitoring systems. It allows you to monitor vital signs of astronauts.

Together with its wireless capabilities, this system will have to meet several design specifications including technical standards for portable bioinstrumentation devices to ensure safety and functionality. Hence, this device will be battery powered, double insulated and isolated from the ground to keep it from constituting an electrical hazard to the astronaut or patients. The device susceptibility to electromagnetic interference will be minimized to produce more accurate signals. In addition, the device will be implemented audio and visual alarms to alert the user when the measured ratio reaches a critical level. Furthermore, the plastic case will also make this device robust enough to be worn during physical activities such as exercise or research tasks.

Currently, there are two different types of ECG systems that are used. The first one is the standard ECG that generally involves twelve or fifteen leads that are connected to the patient's chest, arms and right leg through electrodes. The device records the ECG signal for almost thirty seconds [2]. Possible ailments can be discovered from reading the ECG signal. However, due to the short time for measuring, sporadic abnormalities that mostly occur in the intensive care unit (ICU) can't be discovered.

In order to solve problem mentioned above, continuous electrocardiogram telemetry is used by many hospitals to monitor patients in the ICU. This device has three electrodes that acquire ECG signal for an extended period and then the signal is displayed on a screen or printed on an ECG graph paper. The Wireless ECG Monitoring System get into second category of ECG devices, and it will be used to monitor the cardiac activity of subjects.

Both standard and continuous electrocardiographs are marketed as "portable", but they are not necessarily small and lightweight. In addition, most such appliances receive power from an electrical outlet and are sufficiently heavy, so they must be mounted on a cart in order to move from

one location to another. Wireless devices have the potential to significantly improve this situation by reducing the weight and size of these devices and eliminating the necessity of using lead cables.

The purpose of this project is to develop a working prototype of the electrocardiograph, which can be used by astronauts or hospital patients and send measurement data over a wireless connection via GPRS to a server for calculation, transmission and keeping by the doctor. This device will save time and effort for the nurses who are constantly following the patients' conditions and help them to operate more efficiently. At the same time, the goal of this project is to minimize the cost of the device, so hospitals can afford each one for every patient, especially the ones that are in the ICU.

Thus, a design of the handheld electrocardiograph for individual diagnosis was developed.

Electrocardiograph must follow the requirements:

- convenience;
- reliability;
- the information content;
- efficiency;
- visibility.

To ensure the requirements, the device has a simplified registration procedure first standard ECG leads from your fingers and subsequent signal processing in the device and in the PC (Figure 1).



Figure 1 - Handheld electrocardiograph

The device provides:

- registration of ECG on the fingers;
- display the ECG in real time on the screen;
- saving the information on the SD card;
- reading and automatic processing from SD card to PC;
- definition of diagnostic indicators;
- accumulation of data for further consultation with the doctor.

The measuring system follows all the requirements for electrocardiographs.

Device specifications:

- Sampling frequency of 500 Hz;
- 24-bit resolution of the ADC;
- The leakage current through the patient 200 pA;
- Input resistance 500 Megohms;
- Rejection ratio common mode noise 105dB;

- Power consumption of 1 mW.

The main goal of this project is to create a device capable of measuring the ECG by eliminating the necessity to use [4]. This means that the system will be required to have specifications which can encompass such ECG monitoring systems.

The integrity of the signal, which is wirelessly transmitted to the receiver or relayed to an electrocardiograph via input cables, is a very important aspect of this system. It is important that a doctor or astronaut, who uses continuous ECG monitoring, will be able to objectively notice variations in a subject health status based on the trends of the waveform of the signal. Moreover, a distorted signal can cause erroneous medical diagnostic or inaccuracy of measured values (e.g. heart rate).

For this reason, the wireless biomonitoring system must have a signal to noise ratio (SNR) deemed acceptable for ECG signals and possibly for other types of signals.

In order to optimize the performance of the signal acquisition system, the desired SNR will be set at 60 dB. It will allow our system to receive useful and cut off unwanted signals.

We strive to make the system as little as possible, with weight about 100 grams and dimensions about 5x10x2 sm. Now, the dimensions are slightly different from the planned (weight is about 200 grams and dimensions are about 7,5x12x2,75sm).

Now, work on the project continued.

References:

1. Delsys Inc. (2004). Myomonitor III User Manual. EKG Monitoring System. <http://instruct1.cit.cornell.edu/courses/ee476/FinalProjects/s2001/jl175/EE476.htm>.
2. Carsten W., Kevin M., Usen U., Valerie B., Guillaume T., Arnaud T., Robert R., Robert B., Yvonne C., Nathalie C., Stephen R., Judith S., John H., Gregory K. (2005) A Multiparameter Wearable Physiologic Monitoring System for Space and Terrestrial Applications. Institute of Electrical and Electronic Engineers.
3. Montgomery K., Mundt C., Thonier G., Tellier A., Udoh U., Barker V., Ricks R., Giovangrandi L., Davies P., Cagle Y., Swain J., Hines J., Kovacs G. Lifeguard- A Personal Physiological Monitor For Extreme Environments. Institute of Electrical and Electronic Engineers
4. Ambulatory Data Acquisition System (ADAS) <https://hrf.jsc.nasa.gov/hardware/adas.asp>.

3D Modeling Elements of Devices for Space Application

Stasevsky V.I.

Scientific advisor: T.G Kostyuchenko

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, Russia, 634050

E-mail: 3vityok3@mail.ru

Complex technical objects design is executed via 3D-modelling. 3D- modelling is creation, visualization, editing of 3-dimensional object in any 3D-modelling program.

Design's key problem is to create and set off design documentation (blueprints, specifications) to the manufacturer. Any ware's design works take a lot of time. Engineers of various specializations are involved into process. Applying modern high-power calculating equipment and specialized software leads to significant reduction of time spent on design works and, consequently, reduces laboriousness. Computer-aided design (CAD) usage allows to run virtual check outs of designed objects declining outlays for prototypes production.

At present offered on the market large numbers Cad-systems that can be used in the design elements of devices space use. It SolidWorks, Autodesk Inventor, AutoCAD, КОМПАС and others. Among all these systems is located Russian CAD-system T-Flex CAD is containing more effective means of parametrization as compared to other mentioned systems. 3D-functionality of system T-FLEX CAD based of graphic core called Parasolid, which at present is one of the best for

3D-modeling. This fact means that T-FLEX CAD has a wide composition tools for solid and surface modeling. The graphic subsystem of T-FLEX CAD based on graphic engine from company called "Топ Системы" that provides comfortable operations when creating large 3D's mounting which consisting of hundred of thousand details in computers that has a non-professional video card. CAD use a single document structure: 3D models and building, multipage drawings, specifications, graphics, databases, application data and macros all is this kept inside the file of document. This permits to use common set of commands to creating and edition all elements of the model and also to provide the associativity and integrity of data. For example, T-FLEX CAD provides bi-directional association between drawing and 3D-model: when changing the 2D's drawing is automatically change 3D's picture of the product and the contrary. Package T-Flex CAD includes functions that in some competing systems are available only in form of additional modules. Among them: surface modeling, including the smoothing edges, deformation, many of the functions of the finite element and dynamic analysis, optimization module, import/export, the module of creation, specifications module that creating photorealistic images and animations, a large number of free parametric libraries. An important feature of T-FLEX CAD is the ability to connect into a single information model and use all elements and objects in accordance with the required logic such as the drawing, the 3d model, databases, variables and own interface to control the parameters of the model. As a result the user of the systems has it disposal a mini-CAD that is honed under this specific tasks. On pictures 1 and 2 is a 3d model of case of satellite that made in cubesat format in T-FLEX CAD system [1].

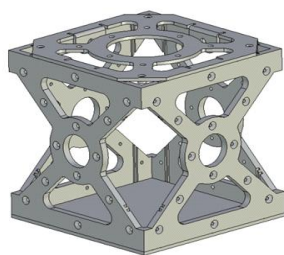


Figure 1 - 3D model of the hull of the satellite CubeSat forma

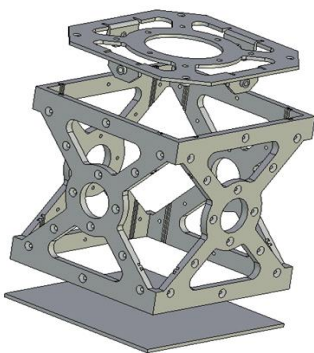


Figure 2 - 3D model of the hull of the satellite CubeSat format disassembled

Thus, 3D modeling elements of space devices can effectively be accomplished with the use of CAD T-Flex CAD.

References:

1. Электронное пособие T-Flex CAD [электронный ресурс] – URL: <http://www.tfex.ru/pdf/public/2327.pdf>.

Structural and Thermal Analysis of Carbon Composite Body of the Satellite

Stasevsky V.I.

Supervisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, Russia, 634050

E-mail: 3vityok3@mail.ru

Satellite payload includes various equipment units. The housings of these units have been traditionally made of aluminum. Composite materials have the potential to fulfill the multiple performance requirements set for the housings. A composite design can be lighter and thermo-mechanically compatible to the primary structure of the satellite, which is often carbon composite nowadays. Carbon composite electronics housing was designed according to the requirements set for an existing aluminum housing. The design and analysis of composite structures is more involving compared to metallic counterparts. This paper presents the different aspects considered in the thermal and structural analysis. Based on the design and analysis results a breadboard model was manufactured and tested. The correlation between analysis and test results is shortly discussed.

Technology participated in the European Space Agency (ESA) funded Advanced Equipment Design (AED) project. AED was a technology study to evaluate the feasibility of composite materials in satellite equipment units. The use of composite materials could improve the thermo-mechanical compatibility with the satellite and spacecraft primary structures, as they are often sandwich type composite elements. In addition, high thermal conductivity carbon fibers can increase thermal energy transfer capability in equipment units compared to aluminum counterparts. Carbon fiber-reinforced plastics (CFRP) have high specific stiffness and strength, thus giving an opportunity for mass savings over aluminum [1, 5].

The requirements for the CFRP housing were derived from the requirements specification of the ADPMS housing. For example, the goal in radiation protection was to provide shielding against spatial radiation in Low Earth Orbit that is comparable to the aluminum design with 2 mm wall thickness.

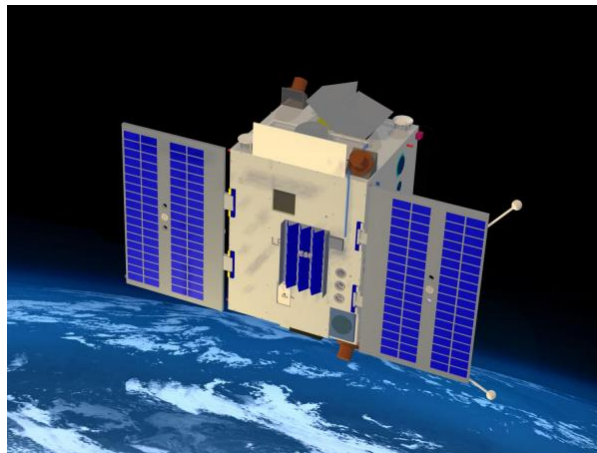


Figure 1 - Proba of micro-satellite

Proba is the second in-orbit demonstration micro-satellite developed by Verhaert for ESA - With the same focus on on-board autonomy as Proba new technologies are exercised in a real case, with payload instruments anticipating future operational missions. Apart from technology demonstration, the satellite contains novel instruments to observe the sun activity (in extreme UV) and plasma [1].

The AED study included two other sub-projects, which applied the same composite materials. The material survey and selection for all sub-projects were made collectively. In all sub-projects equipment units had multi-functional performance requirements. For particle radiation protection, the so-called Low Z – High Z – Low Z concept was applied. In this concept, a material having low atomic weight is on both sides of a material with the high atomic weight. Tungsten was used in this

application as it is very effective in stopping electrons. Also, it has good thermal conductivity and mechanical characteristics.

The objective of the design was to gain considerable mass savings compared to the ADPMS housing. The CFRP concept aimed to minimize the number of aluminum parts and to implement parts integration as much as the accessibility of the housing allowed. The freedom of design was constrained, which led to some unfavorable details. The ease of manufacture and minimized production costs were kept in high priority. Traditional laminate manufacturing methods like vacuum bagging in an autoclave and curing in press were used [2, 3].

The design is shown in Fig 2 and the main parts are listed in Table 1. The mounting rails formed a link between the composite parts. The mounting rails were also used for mounting the housing to the satellite. Wedge locks were used to mount the plug-in PCB's to the housing.

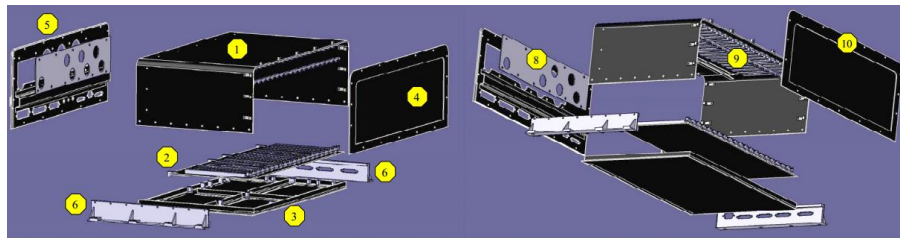


Figure 2 - Main parts of the composite housing

Table 1- Main parts and materials

Part No	Part	Material
1	Hat section	Hat section CFRP
2	Intermediate panel and wedge locks	CFRP + Al
3	Base panel	CFRP
4	Front panel	CFRP
5	Rear pane	CFRP
6	Mounting rails	Al
7	7 Front connector, top fixation	Al
8	8 Rear panel connector plate	Al
9	Wedge locks	Al
10	Sleeve	CFRP

The performance of a single component can be described by an equation of the form.

$$p = f(F, G, M)$$

Which means that performance is a function, f , of the functional requirements (F), Geometric parameters (G), and Material properties (M). Functional requirements are specified by the design.

In this study, functional requirements are the same for the CFRP and aluminum housings. Also, the shape of the housings must be practically the same. Therefore, the choice of material is independent of the geometry and function of the problem. The performance of the component can be optimized by maximizing (or minimizing) M , which is called the material efficiency coefficient, or material index. If we consider flat panels in designs limited by vibration or bending, the performance of different materials can be assessed using equation.

$$M = \frac{E^{\frac{1}{3}}}{P}$$

Where materials having the same value of M perform equally. In the design, the stiffness of the panel is set by adjusting the thickness. Indices for interesting materials are presented in Table 2.

Table 2 - Material indices in plate bending

	M
Aluminun 1	1
K1100 CFRP laminate 2.1	2.1
M60J CFRP laminate 1.9	1.9
M46J CFRP laminate 1.8	1.8
Tungsten 0.2	0.2

It should be noted that for the laminates shown in Table 2, Young's modulus represents the in-plane stiffness of a quasi-isotropic lay-up and with fiber volume content of 60%. The effect of the stacking sequence in flexural stiffness for few quasi-isotropic lay-ups is presented in Fig. -3. Used material is M40J and the fiber volume content is 55%. Results presented in Table 2 and Fig. -3 demonstrate that in the stiffness point of view a mass saving of 50% would be realistic [4].

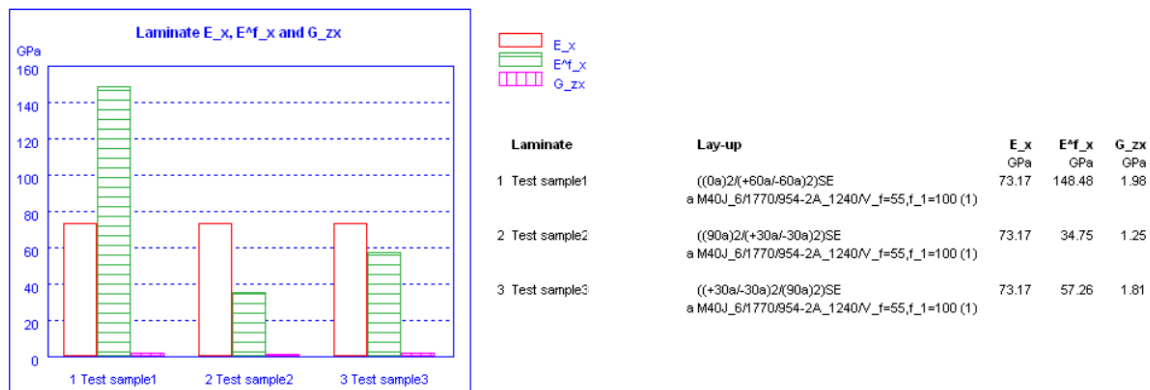


Figure 3 - Laminate x-directional in-plane stiffness, flexural stiffness, and laminate out-of-plane shear stiffness in the xz-plane for three quasi-isotropic lay-ups. Results were generated using a general purpose laminate analysis tool ESAComp

Based on the study, it can be concluded that there is a considerable potential for weight savings over traditional aluminum equipment housings by utilizing multiple properties of composite materials. The composite housing offered a mass saving of 29% over the aluminum housing. The housing included the composite structures and the wedge locks. The design and analysis of composite structures is more involving compared to metallic materials, but proper use of dedicated composite design tools helps in achieving good results [1].

References:

1. Harri Katajisto, Timo Brander, Markus Wallin, "Structural and Thermal Analysis of Carbon Composite Electronics Housing for a Satellite", Proceedings of Helsinki University of Technology, Espoo, Finland. Access mode: http://www.technet-alliance.com/uploads/tx_caeworld/Composite-Electronics-Housing-for-a-Satellite.pdf, free.
2. Brander, T. et al: "CFRP Electronics Housing for a Satellite", Proceedings of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, May 10-12, 2005.
3. Jussila, J. et al: "Manufacture and Assembly of CFRP Electronics Housing", Proceedings of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, May 10-12, 2005.

4. Marchetti M., Testa P. and Torrisi F.R., Measurement of Thermal Conductivity and Thermal Contact Resistance in Composite Materials for Space Applications, ESA Journal 1988 Vol 12, Carbon Composite Material, ESA/ESTEC Document No CCM-HTS-SR-001, Coswig, 2001.
5. Componeering Inc. Access mode: <http://www.esacomp.com/componeering/activities,free>.

Comparison of Attitude Determination Methods for CubeSat

Matej Straka

Supervisor: Tamara G. Nesterenko, Tomsk Polytechnic University, Associate Professor

Jaroslav Laifr, Czech Technical University, Ing.

Czech Technical University

E-mail: strakmat@fel.cvut.cz

Introduction

Presented satellite is a 1U CubeSat, with dimensions of 10x10x10cm and mass less than 1kg, which is being developed at Czech Technical University (CTU) in Prague, Czech Republic. The main goals of this project are to build and fly the first Czech Republic's CubeSat, and to build reliable CubeSat electronics and mechanics. This is also motivated by the fact, that only approximately 55% CubeSat missions of all were operational [6]. The flight is planned in the first half of 2016 and it should fly in a sun synchronous orbit at an altitude of 600km and an inclination of 98°.

The Attitude Determination System takes measurements from the magnetometer, gyroscopes and sun sensors and process them to get an attitude quaternion which represents an orientation of the satellite. The results will be later used in attitude control. There are many algorithms that can be used for determining the attitude. One of the mostly used is Extended Kalman filter(EKF). Because our aim is to build systems reliable in outer space, the microcontroller chosen for this system was 8-bit one from Silabs, which is a commercial off-the-shelf component and despite having low computation power, is flight proven, and the risk, that it will fail during the mission, is much lower. Although this microcontroller can run on 100MHz, its power consumption is in this case too high. Thus, also an another algorithm, QUEST (QUaternion ESTimation), was tested, which is less effective than EKF, but has lower power consumption.

Attitude representation

The attitude of the satellite can be expressed as a rotation of a satellite body coordinate frame (body frame) in an outer reference inertial coordinate frame (reference frame). There are several different ways how to express the attitude. Each of them express the rotation differently, and has its advantages and disadvantages. For Kalman filter, which works with dynamical model of the system, it is useful to work with the quaternion attitude representation, where the system model, although it is non-linear, doesn't have any non-linear functions inside, and it doesn't have any singularities. Quaternion can be defined using the axis-angle attitude representation as:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{q}} \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{e} \sin \frac{1}{2}\theta \\ \cos \frac{1}{2}\theta \end{bmatrix}, \quad (1)$$

where \mathbf{e} is the axis direction vector and θ is the angle of the rotation about the axis. Dynamic model of the satellite rotation with quaternion attitude representation is [3]

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}\mathbf{q} \\ -\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega})) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

where $\boldsymbol{\omega}$ is the angular velocity, \mathbf{J} is the inertia tensor, and

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Methods of attitude determination

Two attitude determination methods are presented in this work. The well-known Extended Kalman filter and the lighter QUEST. If the both algorithms are compared, the biggest advantage of the EKF is, that if one of the sensors is unavailable for a short period of time, the algorithm won't fail and will provide us with results, because it works with dynamic model and has a prediction part. QUEST on the other hand is static, uses only direction vector measurements - magnetic induction vector and sun position vector, and in case of temporary unavailability of one of the sensors, it won't give any results. However, it is less power consuming.

Extended Kalman filter

Kalman filter was introduced in 1960 by R. E. Kalman and is an powerful linear state estimator.[1] A variant of it, an Extended Kalman filter, can be used for non-linear systems like ours. Two types of the EKF are proposed. The first one is a full EKF, it uses all the sensors - magnetometer, gyroscopes and sun sensors. And the second one, a coarse EKF, works without sun sensors and will be used if the sun sensors measurement is unavailable.

For this algorithm, we need a state model $f(\mathbf{x}, w)$ and a measurement model $h(\mathbf{x}, \mathbf{y}, v)$, where \mathbf{x} is the state vector, \mathbf{y} is the measurement vector and v, w are process and measurement noises, which are not modelled. State model function is expressed in Eq. 2. The two types of EKF differs in the measurement model they are using. Further, for each sensor, there is its own model. The sensors which provide direction vector measurements - the magnetometer and the sun sensors, have similar models

$$\mathbf{s}^b = \mathbf{R}_l^b(\mathbf{q})\mathbf{s}^i, \quad (4)$$

$$\mathbf{b}^b = \mathbf{R}_l^b(\mathbf{q})\mathbf{b}^i, \quad (5)$$

where \mathbf{b}^i and \mathbf{s}^i are the sun direction vector and the magnetic induction direction vector in the reference frame and $\mathbf{b}^b, \mathbf{s}^b$ are their body frame counterparts. The $\mathbf{R}_l^b(\mathbf{q})$ is a rotation matrix that rotates a vector from the inertial frame to the body frame, and can be constructed using the quaternion \mathbf{q} .

Gyroscopes are measuring directly the angular velocity vector used in state model, so their measurement model simply is:

$$\mathbf{\omega}_m = \mathbf{I}\mathbf{\omega} \quad (6)$$

where $\mathbf{\omega}_m$ is the measured angular velocity and \mathbf{I} is the identity matrix.

The full EKF is using all of these models and the coarse EKF only magnetometer and gyroscopes models.

The equations for the EKF are [2]:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R})^{-1}, \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^-, \\ \hat{\mathbf{x}}_k &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - h(\hat{\mathbf{x}}_k^-, 0)), \\ \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- &= f(\hat{\mathbf{x}}_k, 0), \\ \mathbf{P}_{k+1}^- &= \mathbf{F}_k \mathbf{P}_k \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}, \end{aligned} \quad (7)$$

where $\hat{\mathbf{x}}_k$ is the estimate of the state vector in k -th step, \mathbf{P}_k is the covariance matrix of the estimate of the error of the state, \mathbf{R} is the covariance matrix of the measurement noise, \mathbf{Q} is the covariance matrix of the process noise, \mathbf{K}_k is the Kalman gain in k -th step, and $\mathbf{H}_k, \mathbf{F}_k$ are jacobian matrices of functions $h(\mathbf{x}, \mathbf{y}, v)$ and $f(\mathbf{x}, w)$.

QUEST

QUEST (QUaternion ESTimation) is a statistical method of attitude determination based on Wahba's problem [4], that means finding such a rotation matrix \mathbf{R}_i^b , that minimises cost function:

$$J(\mathbf{R}_i^b) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N w_k |\mathbf{v}_k^b - \mathbf{R}_i^b \mathbf{v}_k^i|^2. \quad (8)$$

QUEST is based on another attitude determination method, the Q-method. The description of the QUEST is showed in [5]. Briefly, it shows, that minimising the cost function $J(\mathbf{R}_i^b)$ is the same as maximizing the gain function

$$g(\mathbf{R}_i^b) = \sum_{k=1}^N w_k \mathbf{v}_k^{bT} \mathbf{R}_i^b \mathbf{v}_k^i, \quad (9)$$

which can be rewritten into a quaternion form $g(\mathbf{q}) = \mathbf{q}^T \mathbf{K} \mathbf{q}$. For maximizing of the gain function $g(\mathbf{R}_i^b)$, its derivative with respect to quaternion \mathbf{q} should be zero, which reduces the problem to a problem of finding eigenvalues of the matrix \mathbf{K} . QUEST assumes [4, 5], that

$$\lambda_{opt} \approx \sum_{k=1}^N w_k. \quad (10)$$

This eliminates the problem of finding the eigenvalues and makes the algorithm much faster. The attitude can be expressed with the help of Rodriguez parameters and transformed to quaternion

$$\mathbf{p} = [(\lambda_{opt} + \sigma)\mathbf{I} - \mathbf{S}]^{-1} \mathbf{Z}, \quad (11)$$

$$\mathbf{q} = \frac{1}{\sqrt{1 + \mathbf{p}^T \mathbf{p}}} \begin{bmatrix} \mathbf{p} \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

Results

Both of the algorithms were tested using the Matlab/Simulink environment. The coarse EKF was not tested, as it is only a backup algorithm for the full EKF. In the simulations, various sources of errors were simulated, white noises for each sensor that were modelled to have similar properties as the sensors that will be used on the final platform, and an instability of a bias for the MEMS gyroscopes. In the test, the satellite was rotated 45° about each axis there and back. The results are displayed in Euler angles *yaw*, *pitch*, *roll*, as they are more understandable then quaternions. The results of these tests are depicted in figures 1 and 2.

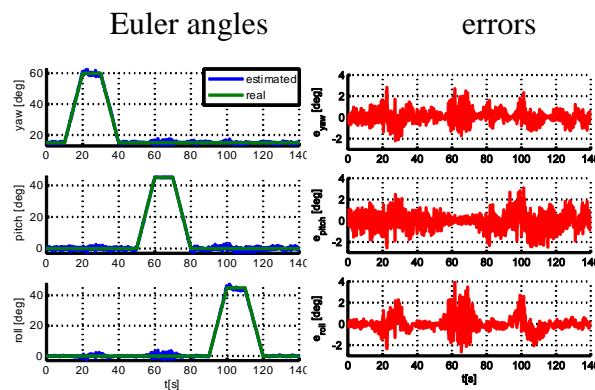


Figure 1 - Attitude determination by the Quest

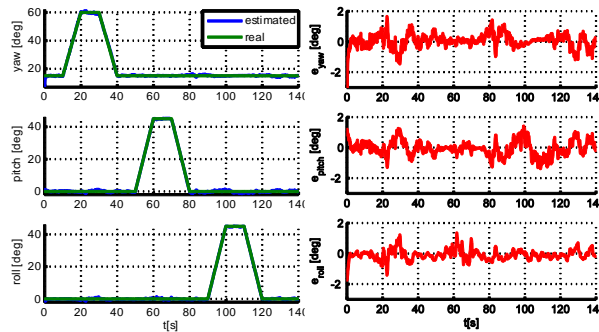


Figure 2 - Attitude determination by the full EKF

Then the algorithms were implemented on the satellite platform with 8-bit microcontroller, and the processing time required for each algorithms was tested. The results are in table 1.

TABLE 1 - Processing time needed for algorithms

Algorithm	QUEST	EKF
Time	1.15	30.02

Quest was in this test much faster than EKF, approximately 26 times. But the test also showed, that in current state of our project, we have enough power to afford the EKF.

Conclusion

This paper presented the Attitude Determination System algorithm selection for the CubeSat mission. There are shown two algorithms, the first one is static, statistical QUEST - QUaternion ESTimation, which requires less power, and the second one, more robust, is Extended Kalman Filter, recursive state estimator, in which the dynamical model of the system is implemented. As the tests showed, the results of EKF had less noise but consumed more power. Mostly because of its robustness, the EKF was implemented to the satellite platform.

References:

1. Kalman, R. E., A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems, Transaction of the ASME-Journal of Basic Engineering, pp. 35-45, 1960.
2. Welch, G. and Bishop, G., An Introduction to the Kalman Filter, Chapel Hill: University of North Carolina at Chapel Hill, 2006.
3. Tewari, A., Atmospheric and Space Flight Dynamics: Modeling and Simulation with MATLAB and Simulink, Boston: Birkhäuser, 2007. ISBN 978-0-8176-4437-6.
4. Markley, F. L., Attitude Determination Using Two Vector Measurements, NASA Goddard Space Flight Center, 1998.
5. Hall, C. D., Spacecraft Attitude Dynamics and Control, Lecture Notes posted on Handouts page [online]. 12.1.2003. <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4140>.
6. Swartwout, M., *CubeSat Database*, [online]. February, 2015. <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database>.

Satellite Navigation

Sysoeva N.V.

Supervisor: Kuimova M.V., Candidate of Pedagogic Sciences
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, Russia, 634050
E-mail: nvs28@tpu.ru

Satellite navigation plays a key role in high precision navigation, positioning, timing, and scientific questions related to precise positioning. This system consists of two parts: ground and space equipment. This equipment is intended to establish the exact time, location and motion parameters for water, air and ground objects.

The principle of satellite navigation is based on the measurement of the distance from the antenna located at the facility to satellites. The coordinates of this object must be obtained, and the position of the satellites is to be known with great precision. The table of all satellites is called the Almanac, which should have any satellite receiver before the measurements. Each satellite transmits its own signal. Thus the position of an object in space can be calculated if we know the distance to several satellite systems. Each satellite of navigation system uses radio signals to measure the time.

The system is used in such fields as cartography, geodesy, navigation, cellular communication, satellite monitoring of transport, tectonics, and others. For example in tectonics it is used to observe the movements and vibrations of plates. As for satellite monitoring of transport, it shows the speed of cars and their movements.

At present we use such satellite navigation systems as GPS, GLONASS, DORIS and others. Now we are going to take a closer look at GPS and GLONASS as they are the most popular and large systems. A comparison of these satellite systems makes it possible to determine their advantages and disadvantages.

Table 1 - Comparison of systems GPS and GLONASS [4]

<i>System</i>	GPS	GLONASS
<i>Owner</i>	United States	Russian Federation
<i>Coding</i>	CDMA	FDMA/CDMA
<i>Orbital height</i>	20,180 km (12,540 mi)	19,130 km (11,890 mi)
<i>Period</i>	11.97 hours (11 h 58m)	11.26 hours (11 h 16m)
<i>Evolution per sidereal day</i>	2	17/8
<i>Number of satellites</i>	At least 24	31, including 24 operational 1 in preparation 2 on maintenance 3 reserve 1 on tests
<i>Accuracy (free access)</i>	Position: 3.5-7.8 m	Position: 5-10 m Speed: 0.1 m/s Clock: 200 ns
<i>Accuracy (licensed access)</i>	Position: better than 3.5-7.8 m with ionospheric correction	—
<i>Frequency</i>	1.57542 GHz (L1 signal) 1.2276 GHz (L2 signal)	Around 1.602 GHz (SP) Around 1.246 GHz (SP)
<i>Status</i>	Operational	Operational, CDMA in preparation

Both systems have a dual purpose: military and civil. Consequently they emit two signals: one with the reduced accuracy of coordinate determination for civil implication and the other with high

accuracy for military implication, with a precision of ~100 meters, and ~10 meters, respectively. GPS satellites are located in six planes while GLONASS satellites in turn are located in three planes and at a reduced height. The error of the Russian navigation system without the use of ground stations is about fifty meters while using GPS the error can amount to five hundred meters. This difference is an advantage of GLONASS. This approach enables to determine the geographic location of an object more accurately, without requiring any additional adjustments.

We considered not all existing navigation systems. In addition to the GPS and GLONASS, developed by Japanese Quasi-Zenith, there is the European Galileo. China and India have also begun to develop their own satellite navigation systems.

The GLONASS market in Russia is only beginning to take shape. But now it is clear that this is a very important and promising component of the economy. The demand for navigation devices that support the GLONASS, is gaining momentum, both in Russia and abroad.

Satellite navigation systems are no longer serve the military purposes, they gradually penetrate in everyday life. More and more devices are equipped with navigation functions ranging from phones to digital cameras.

References:

1. Яценков В.С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. М: Горячая линия — Телеком. 2005. 272 с.
2. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. — М.: Эко-Трендз, 2000. 267 с.
3. Bazarov Y. Introduction to Global Navigation Satellite System // AGARD LECTURE SERIES- 207. System implications and innovative applications of satellite navigation. NATO AGARD, 1996.
4. Википедия – сводная энциклопедия [Электронный ресурс] // [http:// ru.wikipedia.org](http://ru.wikipedia.org) (Дата обращения: 13.03.2015).

Mars Colonization Problems

Tarakanets E.A.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia
E-mail: evgtarak@sibmail.com

Nowadays science and technique are developing very fast, that makes possible the exploration of space and new planets. Now days Mars, the 4th planet of Solar system, is considered as the most perspective planet to explore and colonization. First of all, because this planet has suitable climatic conditions and water supplies.

Some Mars characteristics:

- Mass – 6.4185×10^{23} kg;
- Volume – 1.6318×10^{11} km
- Surface gravity – 3.711 m/s^2
- Sidereal rotation period – 24h 37m 22s
- Axial tilt – 25.19°
- Surface temp – from -143°C to 35°C
- Atmosphere pressure – 0.636 (0.4–0.87) kPa
- Composition of atmosphere by volume [1]:
 - 95.32% carbon dioxide
 - 2.7% nitrogen
 - 1.6% argon
 - 0.13% oxygen

- 0.07% carbon monoxide
- 0.03% water vapor
- trace of neon, krypton, xenon, ozone, methane.

For the first time ideas about the unmanned mission to Mars had been proposed in the middle of the 20th century by the USSR and the USA. But they weren't realized for technical reasons.

Some projects of remote research of Mars are now realized. There are some projects, such as NASA's space satellite "Mars Odyssey"; space exploration mission of European Space Agency, named "Mars Express"; Indian automatic interplanetary station "Mangalyaan" and two Mars rovers of USA – Opportunity and Curiosity.

The most famous apparatus, working on the Mars, is a Curiosity rover. It has been working on the planet's surface from the 6th of October 2012. Main objectives of its mission are [2]:

- (1) to determine the nature and inventory of organic carbon compounds;
- (2) to investigate the chemical building blocks of life (carbon, hydrogen, nitrogen, oxygen, phosphorus, and sulfur)
- (3) to identify features that may represent the effects of biological processes (biosignatures);
- (4) to investigate the chemical, isotopic, and mineralogical composition of the Martian surface and near-surface geological materials;
- (5) to interpret the processes that have formed and modified rocks and soils;
- (6) to assess long-timescale Martian atmospheric evolution processes;
- (7) to determine present state, distribution, and cycling of water and carbon dioxide;
- (8) to characterize the broad spectrum of surface radiation, including galactic radiation, cosmic radiation, solar proton events and secondary neutrons.

In the nearest future humanity plans sending the manned mission to Mars. Now days there are several projects to realize it. The most famous projects are Mars One and Inspiration Mars Foundation.

Mars One is a not-for-profit foundation that will establish a permanent human settlement on Mars. Human settlement on Mars is possible today with existing technologies. Mars One's mission plan integrates components that are well tested and readily available from industry leaders worldwide. The first footprint on Mars and lives of the crew thereon will captivate and inspire generations; it is this public interest that will help finance this human mission to Mars.

The Mars One mission plan consists of cargo missions and unmanned preparation of a habitable settlement, followed by human landings. In the coming years, a demonstration mission, communication satellites, two rovers and several cargo missions will be sent to Mars. These missions will set up the outpost where the human crew will live and work.

The mission design takes into account the expansion of the human colony where a new crew will arrive every two years.

Mars One will select and train the human crew for permanent settlement. The search for astronauts began in April 2013. More than 200,000 registered for the first selection program.

Stitching Mars One is a Dutch non-for-profit foundation. It is the mother company of Interplanetary Media Group, a for-profit company, which enables the foundation to secure funds from its investors [3].

The Inspiration Mars Foundation believes in the exploration of space as a catalyst for growth and knowledge.

The beauty of this mission is its simplicity. The flyby architecture lowers risk, with no critical propulsive maneuvers, no entry into the Mars atmosphere, and no rendezvous and docking. It also represents the shortest duration roundtrip mission to Mars. The 2018 launch opportunity coincides with the 11-year solar minimum providing the lowest solar radiation exposure. The next launch opportunity for this mission (2031) will not have the advantage of being at the solar minimum.

There are risks associated with the mission, as is true of every space exploration mission. The risks and challenges are well within the scope of experience and can be overcome to achieve a safe and successful mission. In fact, studies by experts have found that the technology and systems are viable with proper integration, testing and preparation for flight [4].

However there are many problems of realization of these projects.

The first problem is lack of a suitable carrier rocket to send the manned spaceship to Mars. According to NASA, it costs \$10,000 to send a single pound of payload into space. However, the space agency is working on next-generation launch vehicles to be ready for long-term space travel by 2025, and they hope these new vehicles will reduce the price tag down to \$100 per pound. Helping push this goal forward is SpaceX's attempts to make rockets reusable, which would save the hundreds of millions of dollars it costs to build a new rocket for every space-bound launch. In addition to the cost, there is the time it takes to send anything to Mars to consider. On average, Earth and Mars are 140 million miles apart. The fastest spacecraft NASA ever launched, the New Horizons mission, left Earth in 2006 traveling through space at 36,000 miles per hour. At that pace, it would take a spacecraft 162 days, 5.5 months, to travel 140 million miles [5].

The second problem is an insufficient quantity of data about effects of radiation on the human organism. Currently, manned space flights currently performed within the magnetic belts of the Earth. This factor does not allow scientists to determine, what happens with people during the flight to Mars.

As the scientists know, members of crew of the International Space Station takes 1 millisievert every day [6]. It is equivalent to the dose of radiation, which received by the people for the year. It causes the risk of malignant tumors and weakened immunity. Weakened immunity of cosmonauts can contribute to the spread of infectious diseases between the members of crew.

According to data obtained from American rover "Curiosity", the level of ionizing radiation during the flight from Earth to Mars is about 1.8 sievert per day [2].

Using this data we can assume that if no protection against radiation will be used, cosmonauts during the flight to Mars will take huge radiation dose, which can cause acute radiation syndrome. This will lead to the death of the crew and the failure of the mission without a professional medical help.

It is necessary to use radiation protection order to prevent this. This protection can be realized by using the antiradiation shields, which can reflect or absorb the ionizing particles.

This method currently has significant drawbacks that hinder their realization. Mass of shields, which can protect a spacecraft from ionizing radiation, is very large. It will increase the mass of the spacecraft. [7] Active research of this problem is currently underway.

The third problem is a Mars harsh climate and high radiation level. To create a permanent colony on the Mars, it is necessary to build a high tech base station. To do that it is necessary to develop and send to Mars a lot of automatic construction and engineering equipment. This task is very complicated and expensive.

Thus, now day's colonization of Mars is a very complex task with some problems without the effective solutions.

References:

1. Atmosphere of Mars [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.daviddarling.info/encyclopedia/M/Marsatmos.html>, свободный. – Загл. с экрана.
2. Mars Science Laboratory. Curiosity Rover [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://mars.nasa.gov/msl/>, свободный. – Загл. с экрана.
3. Mars One [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.mars-one.com/>, свободный. – Загл. с экрана.
4. Inspiration Mars Foundation [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.inspirationmars.org/>, свободный. – Загл. с экрана.
5. These Are The 2 Big Hurdles To Setting Up A Mars Colony [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.businessinsider.com/two-big-hurdles-to-setting-up-a-mars-colony-2015-1>, свободный. – Загл. с экрана.
6. International Space Station [Электронный ресурс] - Режим доступа: http://www.nasa.gov/mission_pages/station/main/index.html, свободный. – Загл. с экрана.

7. Space Radiation Shielding[Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://cygo.com/space-radiation-shielding/>, свободный. – Загл. с экрана.

Antifriction Materials in Aerospace Instrument Making

Tatarnikov E.V.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30 Lenin Avenue, Tomsk, Russia, 634050
E-mail: E.V.Tatarnikov@mail.ru

Rocket and space technique is very complex. There are many new and difficult problems in the process of space technique design which lead to emergence of the original structures and unusual technical solutions. Many of modern original inventions firstly were used in aerospace engineering, and then in everyday life.

One of the science tasks had to solve is spacecraft energy consumption reducing, heat losses and instruments and equipment durability increasing on spacecraft board.

Life-limiting parameters of aerospace systems include friction and wear in various devices along with extreme operating conditions including humidity variations with altitude changes and broad temperature ranges. Mechanical and endurance requirements of aerospace applications dictate new wear-reduction technologies demanding new materials and advanced technologies. Friction and wear requirements in aerospace systems are dictated by life limiting problems. One challenge is the broad range of contact stresses and sliding speeds for various movable devices. Another challenge is the extreme operation conditions; in particular an aircraft suffers periodical humidity changes depending on the altitude, broad temperature range, and abrasive wear by electrostatically attracted dust [1].

The solution of this problem was using antifriction materials in aerospace instrument making.

Antifriction materials are materials which operate with sliding friction and which under certain conditions have a low coefficient of friction. They are notable for low adhesion, good wear in, thermal conductivity, and stable characteristics. Under hydrodynamic lubrication conditions when are completely separated by a relatively thick layer of lubricant, the properties of the material from which the parts are made has no effect on the friction. The antifriction capability of materials becomes apparent under imperfect lubrication conditions and is a function of the physical and chemical properties of the material, including high thermal conductivity and heat capacity, the ability to form strong boundary layers that reduce friction, and the capability of being easily deformed or worn away so that the load can be uniformly distributed over the contacting surface. Also related to the antifriction capability are the microstructure of the surface and the ability of the material to “absorb” solid abrasion particles that fall on the friction surface, thereby protecting the associated part from wear. Antifriction capability is displayed under dry friction conditions by a material containing components that have a lubricating action and make for low friction by being present on the friction surface [2].

Antifriction materials are divided into metallic and nonmetallic types. The metallic bearing materials include alloys based on tin, lead, copper, zinc, aluminum, and also some cast irons [3,4].

The greatest single advance in the development of improved antifriction materials took place in 1839, when I. Babbitt obtained a United States patent for a bearing metal with a special alloy. This alloy, largely tin, contained small amounts of antimony, copper, and lead. This and similar materials have made excellent bearings. They have a silvery appearance and are generally described as white metals or as Babbitt metals [5]. Babbitt metal is most commonly used as a thin surface layer in a complex, multi-metal structure, but its original use was as a cast-in-place bulk bearing material. Babbitt metal is characterized by its resistance to galling. Babbitt metal is soft and easily damaged, which suggests that it might be unsuitable for a bearing surface. However, its structure is made up of small hard crystals dispersed in a softer metal, which makes it a metal matrix

composite. As the bearing wears, the softer metal erodes somewhat, which creates paths for lubricant between the hard high spots that provide the actual bearing surface. When tin is used as the softer metal, friction causes the tin to melt and function as a lubricant, which protects the bearing from wear when other lubricants are absent. Another the most used metallic alloys are bronze and some types of cast iron.

One of the important properties of antifriction materials as a result of their antifriction capability under all friction conditions is their inability or poor ability to seize with the material of the associated part. The greatest tendency to seizure in friction is with ductile metals of the same composition in a pair having face-centered and body-centered cubical lattices. For steel the greatest tendency to seize in friction is with silver, tin, lead, copper, cadmium, antimony, bismuth, and alloys based on them [2].

The nonmetallic antifriction materials include certain kinds of plastics, materials based on wood, graphitic carbon materials, and rubber [2].

Antifriction materials based on polymers are intended to work with fluids having no lubricating properties as well as in non-lubricated environments, including under vacuum.

Tetrafluoroethylene (Teflon) is a great antifriction material with the lowest among all known available structural materials coefficient of sliding friction [6].

However, the major application of tetrafluoroethylene, consuming about 50% of production, is for wiring in aerospace and computer applications. This application exploits the fact that tetrafluoroethylene has excellent dielectric properties. This is especially true at high radio frequencies, making it suitable for use as an insulator in cables and connector assemblies and as a material for printed circuit boards used at microwave frequencies. Combined with its high melting temperature, this makes it the material of choice as a high-performance substitute for the weaker and lower-melting-point polyethylene commonly used in low-cost applications [7].

Some antifriction materials are a combination of metals and plastics for example, a porous layer formed by sintered bronze beads impregnated with tetrafluoroethylene or tetrafluoroethylene with fillers [2].

For application antifriction materials commonly used the Plasma Spray Process. This process is basically the spraying of molten or heat softened material onto a surface to provide a coating. Material in the form of powder is injected into a very high temperature plasma flame, where it is rapidly heated and accelerated to a high velocity. The hot material impacts on the substrate surface and rapidly cools forming a coating. Plasma spraying has the advantage that it can spray very high melting point materials such as refractory metals like tungsten and ceramics unlike combustion processes. Plasma sprayed coatings are generally much denser, stronger and cleaner than the other coating processes [8].

Thus, the problem of low durability of parts subjected to friction was solved by creation antifriction materials. Each of them has advantages and disadvantages. Metallic antifriction materials are the most cheap and simply in manufacturing. Nonmetallic materials are light-weight and more durable. Nonmetallic materials also have good physical (heat resistance and cold resistance) and chemical (chemical resistance) properties, the last one is of great importance in aerospace instrument making. However, the best antifriction properties have composite materials which include both metals and non-metals.

References:

1. A. Koutsomichalis, N. Vaxevanidis, G. Petropoulos, E. Xatzaki, A. Mourlas, S. Antoniou. Tribology in Industry, vol. 31, No. 1-2, pp. 37-42, 2009
2. Antifriction materials. [Electronic resource]. Access mode: <http://encyclopedia2.thefreedictionary.com/Antifriction+Materials>, free
3. Aluminum based bearing materials. [Electronic resource]. Access mode: http://www.substech.com/dokuwiki/doku.php?id=aluminum_based_bearing_materials, free
4. Bearing Materials - Ceramics, Chrome Steels, Stainless Steels, and Plastics. [Electronic resource]. Access mode: <http://www.astbearings.com/bearing-materials.html>, free

5. Antifriction bearing. [Electronic resource]. Access mode: <http://encyclopedia2.thefreedictionary.com/antifriction+bearing>, free
6. Teflon. Technical Information. [Electronic resource]. Access mode: http://www2.dupont.com/Teflon_Industrial/en_US/tech_info/index.html, free
7. Speciality Polymers, Engineering Polymers and Commodity Polymers. [Electronic resource]. Access mode: http://www.academia.edu/7067856/Speciality_Polymers_Engineering_Polymers_and_Commodity_Polymers, free
8. Plasma Spray Process. [Electronic resource]. Access mode: <http://www.gordonengland.co.uk/ps.htm>, free

Small Satellite

Vershinin D.A.

Scientific advisor: Ivanova V.S., Ph.D., Associate Professor
Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050
E-mail: VeDiArk@gmail.com



Figure 1 - Small satellites

Introduction

The first satellite, Sputnik-1, launched on October 4, 1957 was a small satellite. The success of launching a manmade object into earth orbit was a phenomenal achievement, even though its user performance of sending a few radio signals was minimal.

It took an equivalent large effort to develop a usable platform for lunar, planetary and earth observation with components assuring orbital performance, attitude control, sensor operation, telecommunication of signals and ground reception and ground processing of these.

While the U.S. lunar missions succeeded in building the Lunar Orbiter missions 1 to 5 to achieve this goal in preparation for the lunar landing in the years 1966 and 1967, it took until 1972 to launch a general earth observing platform in the Landsat program of the US [3].

Earth observation is a relatively minor application branch of satellite technology, and the use of satellites is primarily important for telecommunications, and to a lesser extent to scientific missions.

Large satellites have always been built by governments and large consortia, which had sufficient funding to assure reliable long range operation without severe mass and power restrictions. E.g. the communication satellite Intelsat 6 was built for 10 to 14 year operation with a mass of 6 x 4 x 12 meters dimension and 4600 kg producing 2600 W power by solar panels. A medium size small satellite of today has a mass of 50 kg, accommodating a space of 0.6 x 0.4 x 0.3 m producing only 30 W of power by batteries.

Nevertheless it can perform well for specific purposes as small satellites integrated by Surrey University in the UK have proven (UoSAT 2 launched 1984). Surrey's marketing claims that 95 % of performance of large satellites can be reached with small satellites at 5 % of the cost or 70 % performance at 1 % of the cost (Wei Sun, IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, April 2-6, 2001).

The classification of satellites according to mass is usually as follows:

- large satellites: mass > 1000 kg
- medium satellites: mass 500 to 1000 kg
- mini satellites: mass 100 to 500 kg
- micro satellites: mass 10 to 100 kg
- nano satellites: mass 1 to 10 kg
- pico satellites: mas 0.1 – 1 kg
- fenito satellites: mass < 100 g.

It is obvious that the performance of the satellites will depend on the necessary auxiliary devices, which lead to additional mass requirements. The usability of small satellites is therefore generally restricted to micro, mini, and medium satellites [1].

Satellite uses

Satellite customers in the 1980's and 1990's as:

- Commercial 37.1 %
- Military 35.1 %
- Government 17.3 %
- University 5,4 %
- Amateur 5.1 %.

The application of these satellites in that period is [1]:

- communications 69.2 %
- science 14.4 %
- technology demonstration 11.0 %
- military 2.3 %
- education 1.7 %
- earth observation 1.4 %.

Required components for operation of a small satellite for earth observation

Launch

For satellite launches several competitive possibilities exist. They can be launched by a separate mission or in piggyback. Recently retrievable launch vehicles, such as the German Phoenix are under development. Traditionally, launchers have been used in the Russian Federation, in India, from ESA, and in the United States. A launch cost estimate is about 10 000 \$ per 1 kg of mass. A retrievable launcher would cut this cost to about half [2].

Choice of Orbit

The choice of the orbit is crucial for the performance of an earth observation satellite. Geostationary orbits at 36 000 km are preferred for communication satellites. Earth observation satellites prefer sunsynchronous polar orbits at orbital heights between 400 and 1000 km. If the observations are aimed at specific areas of the globe, then lower inclinations combined with elliptical orbits (150 to 500 km) can be chosen. Such orbits do not provide ideal illumination conditions, however. The choice of the orbit determines repeatability of sensing [3].

Attitude and Orbit Controls

The orbit can best be monitored by an on-board GPS satellitereceiver. The positions of the satellite are downlinked and monitored in the ground facilities. Orbit corrections are possible by hydrocyne propulsion systems with the need to carry this fuel on board. The attitude of the satellite

is warranted first by 3 axes gyros. For higher precisions a sun sensor is required. After monitoring the attitude on the ground the propulsion systems can carry out the attitude corrections for pointing of sensors. For smaller corrections the sensor may be reoriented [4].

Sensors

For earth observations sensors are required, which sense reflections of the earth within the range of the electromagnetic spectrum. Optical and thermal (passive) sensors require sensitive elements, which need to be read out and transmitted to earth. Onboard processing by microprocessors is possible. Active sensors (such as radar) require antennas for transmission of electromagnetic pulses and for reception of the backscattered reflections from the ground. Obviously passive sensors require less mass. The sensor limitations for use in small satellites have been discussed in detail in the paper "High resolution mapping with small satellites" by Rainer Sandau, presented to the ISPRS 2004 Congress (1). They refer mainly to optical and thermal sensors. They are:

- Spatial resolution by the optical system, which is governed by the diffraction limitation;
- Sensitivity of the detector elements requiring a minimum exposure time of about 1 msec;
- Image motion, due to the forward motion of the satellite movement in the order of 7.4 km/sec or 7.4 m/msec.

If higher resolutions than 7 m are desired, then image motion compensation must be applied. This is possible by time delay integration sensors (TDI), in which instead of a single array of detector elements across the platform motion a number of arrays in direction of the platform motion are utilized, over which the detector signals are averaged before readout. High resolution sensors with ground resolutions better than 7 m therefore not only need smaller resolution elements, e.g. by staggered arrays, but also means of image motion compensation, wither by TDI arrays or by rotation of the satellite sensor during the exposure time.

Power

For the requirements of on-board sensing, processing and the reception and transmission of sensing and auxiliary data, as well as for the control options of the satellite power systems must be provided. The principal source are batteries (NiCd, NiH or Li-Ion). For longer duration missions they need to be charged by solar energy, which has to be collected by solar panels.

Data Readout

The charges received at the sensor elements of the arrays need to be transmitted at appropriate readout rates to the ground stations during a ground station contact time of about 10 minutes. At a rate of 100 Mb/s up to 60 GB of data can be transmitted. If higher data rates are required data compression must be utilized for transmission.

Ground Station Processing

The received signals at a ground antenna must be stored and processed at the ground station facility [5].

Conclusions

Simple imaging of the ground requires a linear array sensor perpendicular to satellite motion. Images of such a sensor system require geocoding. This is possible using the transmitted GPS and attitude orbital data within accuracy limitations. Ground control points can increase the accuracy of geocoding. However, the images cannot be orthorectified onto a cartographic projection unless a digital elevation model of the terrain is known from other sources, and used in the ground processing chain. To be independent of the knowledge of the digital elevation model stereo sensing can be utilized, using at least two sensor systems operating with a forward and a backward inclination along the orbital path against the nadir. Rainer Sandau describes the possible stereo sensing configurations in his paper, which have been utilized in satellite systems (1). As the swath widths for small satellite sensors are usually small due to the use of narrow angle optical systems optimal base/height ratios of 1:1 permitting to acquire digital elevation models with sufficient accuracy are difficult to achieve.

References:

1. Sandau, R. High Resolution Mapping With Small Satellites // Presented Paper, ISPRS 2004, Commission IV.
2. Andrew Cawthorne, Surrey Satellite, Very High Resolution Imaging Using Small Satellite // 6th Responsive Space Conference, 2008
3. Gottfried Konecny, small satellites – a tool for earth observation? // Institute of Photogrammetry and GeoInformation, University of Hannover, 2005
4. Alex da Silva Curiel, Andrew Cawthorne, Martin Sweeting Progress in small satellite technology for earth observation missions // Surrey Space Centre, Guildford, Surrey
5. NASA Center for Aero Space Information [Electronic resource] - URL: http://www.nasa.gov/sites/default/files/files/Small_Spacecraft_Technology_State_of_the_Art_2014.pdf, free.

Orientation and Navigation Device in Ancient Time

Vuong Xuan Chien

Supervisor: Ivanova V.S., PhD, Associate Professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050

E-mail: chientomsk@gmail.com

1. Introduction

Orientation and navigation was done without any special devices in the ancient. People observed natural phenomena by experiments and obtain results for determining orientation. Avian Navigation and Orientation is a good example. It is typically accomplished only by 'experienced' birds - birds that had become familiar, on a smaller scale, with a local area or, on a larger, migratory scale, have successfully completed a migratory journey at least once [1].

In the ancient Nabataean people used the stars for orientation in the sea or desert . Arabs measured the altitude above the horizon to a known star, and then deduced from this the altitude of the Pole Star, (since the Pole Star was the one star that did not move in the sky) [2].

Another very simple navigation method that was used by many early dhow captains was simply the position of the Sun or North Star above the boat. By standing on various locations on the boat, they could place the Sun or North Star above, right, left or behind the dhow. As long as they kept the stars at a correct position above the rigging they were assured that they would arrive at their destination.

Besides that from an Arab perspective there are three basic monsoon winds. First of all, from April to June, the Kaws wind blows southwest. Later the Dammani SW monsoon blows from August to the middle of October. At this time, the monsoon changes direction, and the Azyab monsoon blows in a NE direction [2].

2. Examples of orientation and navigation devices

2.1. Kamal

A more accurate, but still simple instrument was known as a kamal. This was a small parallelogram of horn or wood measuring about one by two inches with a string inserted in the center. On the string were nine knots at measured intervals.

The end of the string was held in the teeth. The lower edge of the horn was placed on the horizon while the horn was moved along the string until the upper edge touched the required star. The knot at which the horn covered the exact distance signified a certain number of isba' of altitude of the star. The altitude of the Pole Star could then be deduced from the rahmani. An alternative way of using a kamal was to move the knots through the teeth until the piece of horn or wood covered the required star altitude. Vasco da Gama's pilot from Malindi used a kamal, and the Portuguese adopted it and eventually modified the spacing of the knots to measure

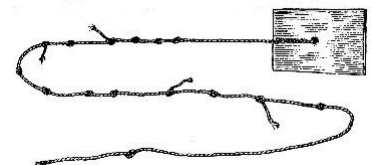


Figure 1 - Kamal

degrees. Sometimes Arab and Indian seamen added extra knots marking the latitudes of particular ports of call, or they simply used a kamal on which all the knots indicated particular ports of call [2].

2.2. Astrolabe

The astrolabe was developed at a slightly later period. It was a chart was based on the rising and setting of fifteen fixed stars. Later astrolabes also included the addition of North and South. This method probably pre-dated the introduction of the magnetic compass. However, when used on the compass, each star name division came to signify one rhumb or 1/32 division of the compass.

The astrolabe was also known as a windrose, and traditionally it had many Persian names for stars. (eg. qutb al-gaah, mutla' al-silbaar, khaan (rhumb) etc., which the Arabs must have taken from a Persian windrose. However, many other names are Arabic and in some cases an older Arabic name was displaced by a Persian one. Eg. The Ursa Minor constellation (Ursa Minor and Major) was banaat na'sh before it became qutb algaah.



Figure 2 - Astrolabe

On the astrolabe, latitude was determined by the height of the sun or the pole star, which was measured by the qiyas figure system. Astrolabes were quite difficult to use at sea because of the rolling of the ships, which made it hard to determine the vertical line accurately. However, they could be used on shore, and the latitude of every port and headland must have been recorded in the books of nautical instruction or rahmaanīs [2].

2.3. Namesake

It's found all over its namesake country, and Vikings could have used it to depolarize light, which means the crystal is able to split light along different axes. How is that useful for navigation? Well, Viking sailors simply had to place a dot on the top of the crystal and then look up at it from below. The incoming light would hit the dot and seemingly duplicate it. That optical effect, amazingly enough, was all ancient navigators needed to locate the Sun, even when it was completely hidden from view [3].



Figure 3 - Namesake

2.4 Compass

The magnetic needle was known in China from ancient times, but there is little mention of it being used as a nautical instrument before the tenth century. It is likely that the compass was not considered very important in the east, as the skies over the Indian Ocean were usually very clear, especially during the times that the Arab sailors traveled with the monsoons. It was only under the clouds of the North that it was eagerly made use of [2].

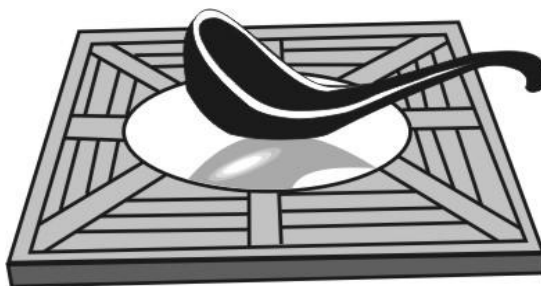


Figure 4 – Compass

3. Conclusion

In this work the navigation and orientation devices used in ancient time were studied. Some examples of orientation determination such as Kamal, astrolabe, namesake, and compass were given. Except that is possible to use natural phenomena to determine the position of object and to navigate.

References:

1. Avian Navigation and Orientation/ [Electronic resource] - URL: http://people.eku.edu/ritchisong/nav_orient.htm.
2. Ancient Sailing and Navigation/ [Electronic resource] - URL: <http://nabataea.net/sailing.html>.
3. We come from the future/ The secret of ancient Viking navigation was transparent crystals/ [Electronic resource] - URL: <http://io9.com/5855860/the-secret-of-ancient-viking-navigation-was-transparent-crystals>.

Requirements for Life-Sustaining Activity in Space Vehicles

Vyatkin M.F., Yamnich Y.I.

Supervisor: Kuimova M.V., Ph. D., associate professor

Tomsk Polytechnic University, 30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russia

E-mail: maksim.vyatkin96@gmail.com

Active space exploration began in the second half of the XX century. In April 12, 1961 Yuri Gagarin made the first manned flight into space. The flight lasted 108 minute. It confirmed that a man can successfully endure the conditions of space flight keeping ability to work. At that time, the life support system provided flights lasting up to 10 days. However, the space research required more time. Thus scientists were actively involved in improving the conditions for life-sustaining activity in space vehicles. Despite the fact that space is extremely hostile environment to human life, the record for the longest flight is 803 days. The optimal conditions for life on a spaceship and a good training program for astronauts contributed to the record. [1], [2], [3].

Even now, when the experience of near-Earth flights is amounted to years, life support in space remains an extremely difficult technical and medical problem. Life-support system includes devices and supplies for the uninterrupted supply of the crew with air, water and food. Let us consider the factors that influence the effective work of the crew.

The essential component to support life is air. It is necessary not only for breathing, but also for the guarantee of the external pressure. Besides air transfers heat which is continuously emitted by the human body. Depressurization is one of the most serious dangers in space leading to the loss of air. To maintain the atmosphere, carbon dioxide and water vapor are removed by physical and chemical methods using various sorbents [3].

Drink and meals are essential human needs after breathing. Every crew member has an individual mouthpiece for drinking which is placed on the board syringes of the water system "Spring". The tubes with sublimated food are also put there. The water to the International Space Station (ISS) is delivered mainly by the cargo flights "Progress" and "Space Shuttle". There is no shower on the station and the crew use wet towel wipes. As for food, the norm of the daily intake is about 500-600 grams of food. Nowadays the food for the ISS crew is more diverse than earlier. It includes both dehydrated and ready-made meals. Fresh vegetables and fruits are sometimes served on board [3].

The developers of space stations and ships are concerned with the protection of the crew from space radiation. It consists of charged particles, mostly protons and electrons, as well as high frequency electromagnetic quanta. Some of them come from the Sun, some from deep space. Passing through the human body, radiation causes the ionization of the matter disrupting the irradiated cells, tissues and body [3].

Emergency or accidental situations do not occur often, but it is necessary to be ready for them. The sudden depressurization of units, acute disease of the astronauts or some sort of "space force majeure" may require emergency evacuation of the crew to Earth. Thus, a guard space vehicle "Union" is always docked to the ISS and serves as a lifeboat.

The safety precautions are very important for the crew. To reduce the impact of the acceleration states, developers try to distribute the weight evenly when an astronaut rests in the chair. They design anthropomorphous chairs with individual inserts – seat liners. The seat liners are made to fit astronauts individually. The astronaut's pose is also very important in descending. It should not let the blood pour off the brain. After landing, the astronauts undergo a careful medical examination.

Thus, the essential difference between the profession of an astronaut and other professions is the presence of aggregate factors of a space flight. These factors negatively influence the human body and they should be overcome by special measures (technical, psychological, medical, etc.).

References:

1. Bittorrent трекер Rutracker.org [Электронный ресурс], Первый полёт человека в космос, URL: <http://rutracker.org/forum/viewtopic.php?t=1750099> – Загл. с экрана – Requirements for life-sustaining activity in space vehicles (Дата обращения 16.03.2015).
2. Н.Н. Гуровский [Электронный ресурс] Некоторые проблемы космической медицины, URL: <http://www.astronaut.ru/bookcase/books/20gagarin/text/04.htm> - Загл. с экрана – Requirements for life-sustaining activity in space vehicles (Дата обращения 16.03.2015).
3. Проект "Исследование Солнечной системы" [Электронный ресурс], Жизнь на орбите или как выжить космонавту в условиях МКС, URL: <http://galspace.spb.ru/orbita/13.htm> - Загл. с экрана – Requirements for life-sustaining activity in space vehicles (Дата обращения 16.03.2015).
4. Википедия [Электронный ресурс], Пилотируемый космический полёт URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Пилотируемый_космический_полёт - Загл. с экрана – Requirements for life-sustaining activity in space vehicles (Дата обращения 16.03.2015).

Das Projekt “Mars One”

Zakharov M.G.

Wissenschaftliche Betreuerin - Tarasova L. V. Doktor der Pädagogik,
Dozentin des Lehrstuhls für Feingerätebau
Polytechnische Universität Tomsk, 634050, Russland, Tomsk, Lenin-Pr., 30
E-mail: zakharoff.prk@hotmail.com

Der Mars ist der vierte Planet im Sonnensystem und der äußere Nachbar der Erde. Er zählt zu den terrestrischen Planeten. Sein Durchmesser ist mit knapp 6800 Kilometer etwa halb so groß wie der Erddurchmesser, sein Volumen beträgt gut ein Siebentel der Erde. Damit ist der Mars nach dem Merkur der zweitkleinste Planet des Sonnensystems. Mit einer durchschnittlichen Entfernung von 228 Millionen Kilometern ist er rund 1,5-mal so weit von der Sonne entfernt wie die Erde [1].

Wegen seiner orange- bis blutroten Farbe wurde er nach dem römischen Kriegsgott Mars benannt und wird oft auch als der Rote Planet bezeichnet. Diese Färbung geht auf Eisenoxid-Staub zurück, der sich auf der Oberfläche und in der dünnen CO₂-Atmosphäre verteilt hat.

Mars One ist eine private Stiftung unter niederländischem Recht, die sich zum Ziel gesetzt hat, bis zum Jahr 2025 Menschen auf dem Mars landen zu lassen und dort eine dauerhaftbewohnbare Siedlung zu errichten. Das Projekt wird vom niederländischen Unternehmer Bas Lansdorpan geführt. Eine wissenschaftliche Zusammenarbeit mit der Universität Twente wurde vereinbart [2].

Das Missionskonzept basiert auf der Voraussetzung, dass die teilnehmenden Astronauten nicht zur Erde zurückkehren und somit ihr restliches Leben auf dem Mars verbringen werden. Eine Rückkehr zur Erde ist aus Kostengründen nicht geplant und wäre zu dem auch dem Ziel des Projektes nicht dienlich. Mars One hat bereits Bewerbungen aus aller Welt entgegengenommen und möchte bis 2015 in einem Auswahlverfahren mit öffentlicher Beteiligung eine Gruppe von bis zu 40 Astronauten rekrutieren, die somit die Grundlage einer Marskolonisation bilden sollen [3].

Natürlich, bevor auf dem Mars die Menschen gesendet werden, es soll der Aufklärungsumlaufapparat mit dem Setzmodul dorthin ankommen, der das Studium der Oberfläche des Roten Planeten erzeugen wird und wird die für die zukünftige Kolonie am meisten herankommende Stelle auswählen. Eine Basis für den Setzmodul Mars One wird das Setzmodul NASA Phoenix sein. Das Modul Mars One wird die sonnigen Batterien als Hauptquelle der Energie verwenden.



Bild 1 - Die Erdkolonie auf dem Mars

Es wird geplant, dass die Verbindung mit Hilfe der Satelliten verwirklicht wird. Das Leben der Kolonisten wird auf die Erde vierundzwanzig Stunden gesendet werden [7].

Natürlich, die Realisierung der Etappen der Mission Mars One wird die riesigen Finanzaufwände fordern. Um zur Sache der außenstehenden Investoren heranzuziehen, hat die Gesellschaft Mars One auf dem bekannten Service Indiegogo begonnen, deren Ziel die Gebühr 400 Tausend Dollar ist. Die Gesellschaft plant das zusätzliche Einkommen, von der Aufnahme und dem

Verkauf den Fernsehkanälen des Rechtes der Translation einer großen Reality-Show herauszuziehen, in die die ganze Mission nach der Abfahrt der Kolonisten und ihren Aufenthalt auf dem Roten Planeten umgewandelt sein wird.

Der Flug bis zum Mars wird 210 Tage dauern. Auf dem Mars werden die Entdecker die Portion der Strahlung bekommen. Nach den Prognosen der Gelehrten können die Ansiedler etwa sechzig Jahre auf dem Mars ohne Erkrankungen durchführen [6].

In 2024 werden auf das Mars vier Menschen — zwei Mädchen und zwei Männer fortfliegen. In 2025 werden sie schon ankommen und im Laufe von zwei folgenden Jahren wird die Mannschaft auf dem Mars die Wohnblöcke bauen, die sonnigen Paneele feststellen und, die Systeme der Lebenserhaltung für die zweite Gruppe vorbereiten errichten. Die erste Gruppe wird in 2 Jahren im Jahre 2027 ankommen. Die nächste Gruppe kommt in 2 Jahren, also im Jahre 2029. Und im Jahre 2035 wird die Bevölkerung der Kolonie 44 Menschen bilden [2].

Quellenverzeichnis:

1. WikipediaMarsOne [Электронный ресурс] – URL: https://de.wikipedia.org/wiki/Mars_One, свободный. – Загл. с экрана.
2. MarsOne [Электронный ресурс] – URL: <http://www.mars-one.com>, свободный. Загл. с экрана.
3. Thomas Bürke: FürFreiwillige: One-Way-Ticket zum Mars.DieWelt, 17. August 2012, abgerufenam15. Dezember 2013.
4. F. A. Cucinotta, L. Chappell, M. Y. Kim, Space Radiation Cancer Risk Projections and Uncertainties-2012 (NASA Technical Paper 2013-217375, NASA STI Program, Hampton, VA, 2013)
5. Measurements of Energetic Particle Radiation in Transit to Mars on the Mars Science Laboratory C. Zeitlin, D. M. Hassler, F. A. Cucinotta, B. Ehresmann, R. F. Wimmer-Schweingruber, D. E. Brinza, S. Kang, G. Weigle, S. Böttcher, E. Böhm, S. Burmeister, J. Guo, J. Köhler, C. Martin, A. Posner, S. Rafkin, and G. Reitz Science 31 May 2013: 340 (6136), 1080—1084.
6. MarsOne: 2025 [Электронный ресурс] - URL: <http://stalker.od.ua/blog/all/mars-one-2025/>, свободный. Загл. с экрана.
7. SpiegelTVMitdemOne-Way-TicketinsAll:WerfliegtaufdenMars? [Электронныйресурс] – URL: <http://www.youtube.com/watch?v=Aa2CCOEn9IY>, свободный. Загл. с экрана.

Научное издание

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

Сборник научных трудов
III Всероссийского форума
школьников, студентов, аспирантов
и молодых ученых
с международным участием

Издано в авторской редакции

Компьютерная верстка *А.Г. Иванова, А.А. Кузьма*
Дизайн обложки *И.Н. Самодуров*


**Отпечатано в Издательстве ТПУ в полном соответствии
с качеством предоставленного оригинал-макета**

Подписано к печати 02.04.2015. Формат 60х84/8. Бумага «Снегурочка».
Печать XEROX. Усл. печ. л. 34,7. Уч.-изд. л. 31,4.
Заказ 213-15. Тираж 100 экз.



Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Система менеджмента качества
Издательства Томского политехнического университета
сертифицирована в соответствии с требованиями ISO 9001:2008



ИЗДАТЕЛЬСТВО  **ТПУ**. 634050, г. Томск, пр. Ленина, 30
Тел./факс: 8(3822)56-35-35, www.tpu.ru

III ВСЕРОССИЙСКИЙ ФОРУМ ШКОЛЬНИКОВ,
СТУДЕНТОВ, АСПИРАНТОВ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ
С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ